

Simulação computacional do escoamento em torno de asa traseira de automóvel de competição

André Filipe da Silva Pestana

Dissertação do MIEM

Orientador: Prof. José Manuel Laginha Mestre da Palma



FEUP

**Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto
Mestrado Integrado em Engenharia Mecânica**

Julho de 2010

Resumo

O desempenho de carros de estrada e de competição depende de vários factores, entre eles a aerodinâmica. Nos últimos anos, ela mereceu enorme atenção, principalmente na utilização da força de sustentação negativa, conseguindo-se importantes melhoramentos no desempenho, tanto em recta como em curva. Devido ao custo, morosidade e difícil visualização do escoamento dos testes convencionais em túnel de vento, iniciou-se a utilização de ensaios por via computacional, surgindo, assim, a Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) como um meio de investigação avançado.

Foi utilizado o software ANSYS FLUENT com o modelo de turbulência k-epsilon realizável. O trabalho iniciou-se pela simulação do escoamento com velocidade de 70 m/s em torno de uma asa invertida com o perfil NACA 23012 para obtenção dos coeficientes de resistência aerodinâmica e de sustentação para diferentes ângulos de ataque. Foi determinada a posição com maior C_L negativo e verificada a entrada em perda para valores superiores. Foi simulada a interferência do corpo do carro através de diferentes distâncias entre a asa e a parede inferior.

De seguida, foram realizadas simulações em torno de duas configurações distintas, uma para a categoria LM GT1 e outra para a categoria LM GT2, onde foram estudados os efeitos de: abas laterais, perfis de menor dimensão também conhecidos por *flaps* e a introdução de um *Gurney Flap*. A introdução de abas laterais aumentou os valores dos dois coeficientes e limitou a passagem de ar das superfícies superiores para as inferiores. Os vórtices gerados iniciaram-se mais perto do bordo de fuga quando comparados com os da asa sem abas. O *Gurney flap* produziu grandes aumentos dos valores de C_D e C_L , revelando-se uma boa opção quando se pretende maximizar a sustentação negativa através de uma simples alteração. Na categoria GT1, a asa secundária de 100 mm de corda, denominada por *flap* exterior, permite maior variedade de soluções. Os valores de C_D e C_L aumentaram, com coeficientes de sustentação similares aos da categoria GT2 e coeficientes de resistência inferiores.

Foram realizadas simulações com mais três velocidades. Os dados obtidos mostraram que, para valores elevados do número de Reynolds (escoamentos turbulentos), os coeficientes de resistência aerodinâmica pouco variam. Os valores de C_L alteraram-se ligeiramente devido à necessidade de maiores ângulos de ataque para velocidades menores.

De seguida, foram calculadas as forças de sustentação produzidas pela asa, assim como as potências necessárias a serem despendidas pelos motores dos carros de competição para superarem a resistência aerodinâmica produzida pela asa. A configuração GT1, com coeficientes de sustentação negativa iguais aos da categoria GT2 mas com superior área de referência, produz forças de sustentação muito superiores. No caso da resistência aerodinâmica, tendo a categoria GT1 valores inferiores de C_D mas área superior, as forças de resistência aerodinâmica são maiores, onde há necessidade de maior potência.

Computer simulation of the flow around the rear wing of a race car

Abstract

The performance of road and race cars depends on several factors, including aerodynamics. In recent years, aerodynamics received enormous attention, especially in the use of negative lift force, achieving significant improvements in the performance both in straight and curved. Due to cost, slowness and difficult visualization of the flow of conventional tests in wind tunnels, began the use of tests by computer, appearing the Computational Fluid Dynamics (CFD) as a mean of advanced research.

It was used the software ANSYS FLUENT with the turbulence model k-epsilon realizable. The work began by simulating the flow with a speed of 70 m/s around a wing with the profile NACA 23012 to obtain the drag and lift coefficients for different angles of attack. It was determined the position with the highest negative C_L and checked into stall to higher values. It was simulated the interference of the car body through the distance between the wing and the lower wall.

After, simulations were carried out around two distinct configurations, one for the LM GT1 category and another for the LM GT2 category, where were studied the effects of: side fins, smaller profiles also known as flaps and the introduction of a Gurney flap. The introduction of side fins increased the values of both coefficients and limited the passage of air from the upper to lower surfaces. The vortices generated began closer to the trailing edge compared to the wing without flaps. The Gurney flap produced large increases in the values of C_D and C_L , revealing a good choice when you want to maximize negative lift by a simple amendment. In the GT1 category, the secondary wing with 100 mm of chord, called as external flap, allows greater variety of solutions. The values of C_D and C_L increased, with lift coefficients similar to the GT2 class and lower drag coefficients.

Simulations were conducted with three more wind speeds. The data showed that for high values of Reynolds number (turbulent flow), the drag coefficients suffer little variations. The values of C_L has changed slightly due to the need of greater angles of attack for slower speeds.

After, were calculated the lift forces produced by the wing, and the powers needed to be spent by race car engines to overcome the drag produced by the wing. The configuration GT1, with negative lift coefficients equal to the GT2 category but with higher reference area, produces lift forces far superior. In the case of aerodynamic drag, having the GT1 category lower values of C_D but superior area, the aerodynamic forces are greatest, where there is need for more power.

Agradecimentos

Em primeiro lugar agradeço ao Prof. José Laginha Palma pelos conhecimentos transmitidos, pelos conselhos dados e pela orientação prestada durante a realização deste trabalho.

Ao Eng. António de Araújo pelos conselhos que me deu em relação ao tema deste trabalho.

A todos os colegas que me acompanharam durante a execução desta tese pelos conhecimentos partilhados.

À minha família pelo apoio recebido.

Índice de Conteúdos

1	Introdução	1
1.1	Objectivos	2
1.2	Organização do relatório	3
2	Conceitos teóricos e estado da arte	4
2.1	Geometria da asa.....	4
2.2	Resistência aerodinâmica e sustentação	5
2.3	Camada-limite, sua separação e entrada em perda	7
2.4	Coeficiente de pressão.....	7
2.5	Perfis NACA	8
2.5.1	Série cinco dígitos	8
2.6	Aplicação de abas laterais	10
2.7	Aplicação do <i>Gurney Flap</i>	11
2.8	Efeito da proximidade da asa à carroçaria do carro.....	12
3	Modelo computacional e parâmetros do escoamento.....	13
3.1	Equações de conservação: Massa e Quantidade de Movimento.....	13
3.2	Modelo de turbulência.....	14
3.2.1	K- ϵ Realizable.....	14
3.3	Método dos volumes finitos.....	15
3.4	Algoritmo SIMPLE	16
3.5	Domínio de integração e malhas.....	16
3.6	Parâmetros do escoamento	18
4	Simulação do escoamento em torno de asa com diferentes ângulos de ataque e diferentes distâncias à parede inferior.....	19
4.1	Variação dos coeficientes de resistência aerodinâmica e de sustentação.....	19
4.1.1	Desenvolvimento da geometria 3D.....	19
4.1.2	Obtenção das malhas	20
4.1.3	Parâmetros da simulação no FLUENT	21
4.1.4	Resultados obtidos e conclusões	21
4.1.4.1	Coeficientes de resistência aerodinâmica e sustentação.....	21
4.1.4.2	Comportamento do escoamento	23
4.2	Variação da distância entre a asa e a parede inferior	28
4.2.1	Geometria, malha e parâmetros do FLUENT	28
4.2.2	Resultados obtidos e conclusões	29
5	Simulação do escoamento em torno de asa com configurações das categorias LM GT1 e LM GT2.....	32
5.1	Configuração segundo regulamento técnico da categoria LM GT1	32
5.1.1	Desenvolvimento da geometria 3D.....	32
5.1.2	Obtenção da malha	34
5.1.3	Parâmetros do FLUENT	34

5.1.4	Resultados obtidos e conclusões	34
5.2	Configuração segundo regulamento técnico da categoria LM GT2	40
5.2.1	Desenvolvimento da geometria 3D.....	40
5.2.2	Obtenção da malha	41
5.2.3	Parâmetros do FLUENT	42
5.2.4	Resultados obtidos e conclusões	42
5.3	Variação dos coeficientes para diferentes velocidades.....	47
5.3.1	Resultados obtidos e conclusões	47
6	Conclusões e sugestões de trabalhos futuros.....	50
7	Bibliografia	52
ANEXO A:	Excertos dos regulamentos técnicos LM GT1 e GT2.....	53
ANEXO B:	Linhas de escoamento em torno das asas com configurações GT1 e GT2	55
ANEXO C:	Exemplos da variação dos resíduos e da convergência dos coeficientes durante as sucessivas iterações	57

Lista de figuras

Figura 1: Força de atrito entre pneu e estrada.....	1
Figura 2: Evolução das acelerações laterais de carros de competição com e sem sustentação negativa	1
Figura 3: Aplicação de uma asa invertida no Chaparral 2F	2
Figura 4: Geometria de uma asa (retirado de <i>Theory of Wing Sections</i>)	4
Figura 5: Componentes das forças exercidas na asa.....	5
Figura 6: Linhas de corrente em torno de um perfil alar	6
Figura 7: Separação da camada-limite (retirado de <i>Aerodynamics for Engineering Students</i>)	7
Figura 8: Representação de um perfil alar 23012	9
Figura 9: Deslocamento de ar das zonas de alta pressão para as de baixa pressão originando vórtices (retirado de <i>Fundamentals of Fluid Mechanics</i>)	10
Figura 10: Parâmetros da aba lateral que influenciam o rendimento da asa (retirado de <i>Race Car Aerodynamics</i>)	10
Figura 11: Influência do <i>Gurney Flap</i> no escoamento (retirado de <i>Race Car Aerodynamics</i>)	11
Figura 12: Influência da altura do <i>Gurney Flap</i> nos coeficientes C_D e C_L (retirado de <i>Race Car Aerodynamics</i>) ..	11
Figura 13: Influência da proximidade da asa à carroçaria (retirado de <i>Race Car Aerodynamics</i>)	12
Figura 14: Posicionamento da asa no domínio de integração	16
Figura 15: Vista exterior de uma malha tipo	17
Figura 16: Vista em corte de uma malha tipo	17
Figura 17: Vista em corte de uma malha na proximidade da asa	18
Figura 18: Valores de C_D para diferentes ângulos de ataque	21
Figura 19: Valores de C_L para diferentes ângulos de ataque.....	22
Figura 20: Valores de L/D para diferentes ângulos de ataque.....	22
Figura 21: Contornos de pressão absoluta para 8° de ângulo de ataque.....	23
Figura 22: Contornos de pressão absoluta para 10° de ângulo de ataque.....	24
Figura 23: Contornos de pressão absoluta para 18° de ângulo de ataque.....	24
Figura 24: Contornos de pressão absoluta para 19° de ângulo de ataque.....	25
Figura 25: Contornos de pressão absoluta para 22° de ângulo de ataque.....	25

Figura 26: Linhas de escoamento em torno da asa com 10° de ângulo de ataque	26
Figura 27: Linhas de escoamento em torno da asa com 22° de ângulo de ataque	26
Figura 28: Linhas de escoamento em torno da asa com 18° de ângulo de ataque	27
Figura 29: Vectores de velocidade numa ponta da asa	27
Figura 30: Linhas de escoamento para visualização da formação de vórtices	28
Figura 31: Valores de C_D e C_L para diferentes distâncias entre a asa e a parede inferior	29
Figura 32: Contornos de velocidade em torno da asa a 500 mm da parede inferior	30
Figura 33: Contornos de velocidade em torno da asa a 150 mm da parede inferior	30
Figura 34: Contornos de pressão absoluta em torno da asa a 500 mm da parede inferior	31
Figura 35: Contornos de pressão absoluta em torno da asa a 150 mm da parede inferior	31
Figura 36: Carro tipo da categoria LM GT1	32
Figura 37: Posicionamento do <i>flap</i> em relação à asa principal	33
Figura 38: Geometria obtida para a configuração GT1	33
Figura 39: Valores de C_D e C_L para diferentes ângulos de ataque na configuração GT1	34
Figura 40: Valores de L/D para diferentes ângulos de ataque na configuração GT1	35
Figura 41: Contornos de pressão absoluta nas superfícies superiores da configuração GT1	35
Figura 42: Contornos de pressão absoluta nas superfícies inferiores da configuração GT1	36
Figura 43: Linhas de escoamento entre a asa principal e o flap	36
Figura 44: Contornos do coeficiente de pressão nas superfícies superiores da configuração GT1	37
Figura 45: Contornos do coeficiente de pressão nas superfícies inferiores da configuração GT1	37
Figura 46: Vectores de velocidade nas superfícies superiores da configuração GT1	38
Figura 47: Contornos de pressão estática na asa com configuração GT1	38
Figura 48: Contornos de pressão dinâmica na asa com configuração GT1	39
Figura 49: Contornos de pressão absoluta em torno da asa com configuração GT1	39
Figura 50: Carro tipo da categoria LM GT2	40
Figura 51: Posição regulamentada do <i>Gurney Flap</i>	40
Figura 52: Geometria obtida para a configuração GT2	41
Figura 53: Malha obtida na configuração GT2	41
Figura 54: Contornos de pressão absoluta em torno da asa com configuração GT2	42
Figura 55: Vectores de velocidade na superfície superior da asa com configuração GT2	43
Figura 56: Vectores de velocidade na superfície inferior da asa com configuração GT2	43
Figura 57: Linhas de escoamento na ponta da asa com configuração GT2	44
Figura 58: Linhas de escoamento em torno da asa com configuração GT2	44
Figura 59: Vectores de velocidade na zona do <i>Gurney Flap</i>	45

Figura 60: Contornos do coeficiente de pressão na superfície superior da asa com configuração GT2	45
Figura 61: Contornos do coeficiente de pressão na superfície inferior da asa com configuração GT2	46
Figura 62: Contornos de pressão estática em torno da asa com configuração GT2	46
Figura 63: Valores de C_D e C_L da configuração GT1 para diferentes velocidades	47
Figura 64: Valores de C_D e C_L da configuração GT2 para diferentes velocidades	47
Figura 65: Excerto do regulamento técnico da categoria GT1	53
Figura 66: Excerto do regulamento técnico da categoria GT2.....	54
Figura 67: Linhas de escoamento em torno da face superior GT1	55
Figura 68: Linhas de escoamento em torno da face inferior da asa GT1	55
Figura 69: Linhas de escoamento em torno da face superior da asa GT2	56
Figura 70: Linhas de escoamento em torno da face inferior da asa GT2	56
Figura 71: Exemplo da evolução dos resíduos de uma das simulações.....	57
Figura 72: Exemplo da convergência do C_D	57
Figura 73: Exemplo da convergência do C_L	58

Lista de tabelas

Tabela 1: Variação do parâmetro L/D com a aproximação da asa	12
Tabela 2: Dimensões do volume de integração.....	17
Tabela 3: Parâmetros utilizados na definição do escoamento.....	18
Tabela 4: Dimensões da asa utilizada	20
Tabela 5: Características das malhas obtidas	20
Tabela 6: Valores das variáveis de referência para o cálculo dos coeficientes	21
Tabela 7: Características das malhas obtidas	28
Tabela 8: Variação do parâmetro L/D com a aproximação da asa à parede inferior	29
Tabela 9: Características das malhas obtidas na configuração GT1	34
Tabela 10: Características da malha na configuração GT2	41
Tabela 11: Valores de C_D , C_L e L/D para a configuração GT2.....	42
Tabela 12: Forças de resistência e de sustentação para as configurações GT1 e GT2.....	48
Tabela 13: Potências necessárias para superar as forças de resistência	49

Nomenclatura

A	Área de referência da asa
AR	Quociente entre envergadura e corda (<i>aspect ratio</i>)
b	Envergadura da asa
c	Corda da asa
C_D	Coeficiente de resistência aerodinâmica
C_L	Coeficiente de sustentação
C_p	Coeficiente de pressão
F_D	Força de resistência aerodinâmica
F_L	Força de sustentação
G_k	Geração de k
h	Distância entre a asa e a parede inferior
k	Energia cinética de turbulência
p	Pressão no ponto
P	Potência
p_∞	Pressão do escoamento livre
Re	Número de Reynolds
S	Módulo do tensor da taxa de deformação média
S_{ij}	Tensor da taxa de deformação
u_i, u_j	Componentes da velocidade do escoamento
$\overline{u'_i u'_j}$	Média temporal de velocidades flutuantes
V	Velocidade do escoamento livre
y	Ordenada do ponto nas linhas superior e inferior do perfil alar
y_c	Ordenada do ponto na linha de curvatura do perfil alar
α	Ângulo de ataque
σ_ϵ	Número de Prandtl turbulento para ϵ
σ_k	Número de Prandtl turbulento para k
ϵ	Taxa de dissipação da energia cinética de turbulência

μ	Viscosidade dinâmica
μ_t	Viscosidade de turbulência
ν	Viscosidade cinemática
ρ	Massa volúmica do ar

1 Introdução

O desempenho de carros de estrada e de competição depende de vários factores, como pneus, motor, suspensão e aerodinâmica, entre outros. Nos últimos anos, a aerodinâmica mereceu enorme atenção, principalmente na utilização da força de sustentação negativa (*downforce*), conseguindo-se importantes melhoramentos no desempenho. Existem vários métodos para gerar sustentação negativa, entre eles a aplicação de asas invertidas e abas laterais (*End plates* ou *Side fins*) nas asas.

A sustentação negativa aumenta a aderência dos pneus em curva, possibilitando ao carro executar curvas a maior velocidade. A força de atrito entre a estrada e o pneu depende da força normal, a componente vertical da força de contacto, ou seja, quanto maior for a força normal maior será a força de atrito (Fig.1). O coeficiente de atrito é característico de cada par de materiais.

Uma forma de aumentar a força de atrito é aumentar o peso do veículo, mas afectaria a aceleração e a força necessária para curvar. A sustentação negativa aumenta as forças nos pneus sem aumentar o peso do carro, aumentando a eficácia em curva.

Na figura 2 está representada a evolução das acelerações laterais dos carros de competição em curva, com e sem apoios aerodinâmicos. O grande crescimento por volta de 1970 deve-se em grande parte à utilização de asas invertidas.

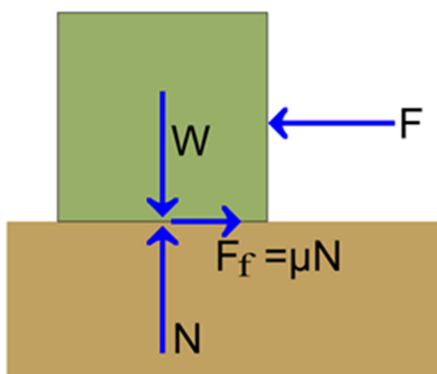


Figura 1: Força de atrito entre pneu e estrada

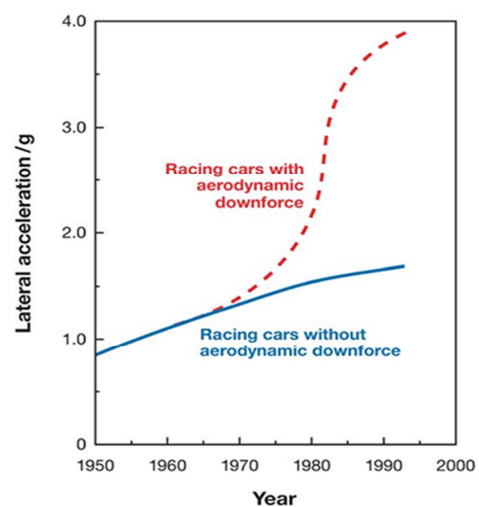


Figura 2: Evolução das acelerações laterais de carros de competição com e sem sustentação negativa

O escoamento em contacto com a asa exerce força sobre ela. A componente da força que é perpendicular à direcção do escoamento denomina-se sustentação, enquanto a componente paralela à direcção do escoamento denomina-se resistência aerodinâmica ou arrasto.

Na figura 3 pode ver-se a aplicação de uma asa invertida de grande dimensão na traseira de um carro de competição em 1967. A Chaparral foi uma equipa de desporto automóvel criada em 1960 tendo sido pioneira na aplicação de asas invertidas em carros de competição.

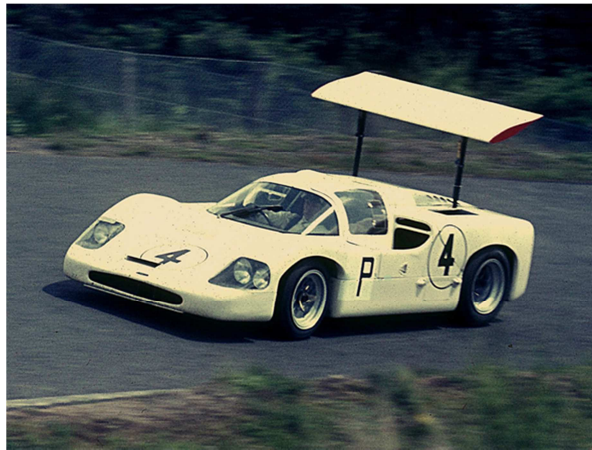


Figura 3: Aplicação de uma asa invertida no Chaparral 2F

Têm-se investido esforços consideráveis nos últimos anos para o estudo aerodinâmico de veículos por via computacional, surgindo, assim, a Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) como um meio de investigação avançado, reduzindo os ensaios em túnel de vento.

Para os escoamentos de fluidos, o modelo matemático é estabelecido com base nas equações de conservação da quantidade de movimento, da massa e da energia. A solução analítica destas equações somente é possível para escoamentos simples. Para a análise de problemas reais são utilizados os métodos numéricos.

1.1 Objectivos

Com este trabalho, pretende-se simular o escoamento de ar em torno de diversas configurações de asas invertidas, com aplicação em carros de competição, determinando-se os coeficientes de resistência aerodinâmica e de sustentação, incidindo principalmente no aumento do efeito de sustentação negativa.

A aplicação destes acessórios aumenta a sustentação negativa, assim como a força de resistência aerodinâmica, sendo importante encontrar um bom compromisso entre sustentação e resistência aerodinâmica.

Um dos objectivos deste trabalho é aprender a utilizar uma ferramenta numérica bastante útil na simulação de escoamentos.

A simulação é feita através da utilização do *software* FLUENT, possibilitando, de uma maneira rápida, alterar especificações para posterior análise.

1.2 Organização do relatório

Este relatório está dividido em seis capítulos, sendo descritos a seguir.

No primeiro capítulo, faz-se uma introdução ao tema do trabalho, onde se introduzem alguns aspectos a considerar durante a realização das simulações.

O segundo capítulo introduz alguns conceitos teóricos sobre os vários aspectos a tratar, e onde é feita uma revisão de matérias já abordadas na área da Mecânica dos Fluídos. Faz-se alusão a algumas técnicas utilizadas na produção de sustentação negativa ao nível do desporto automóvel.

No terceiro capítulo, é descrito o modelo matemático que tornou possíveis as simulações a realizar, assim como os parâmetros introduzidos no ANSYS FLUENT.

No quarto capítulo, é descrita a simulação de escoamento em torno de uma asa com diferentes ângulos de ataque, e onde também é estudada a influência da distância entre a asa e a carroçaria do carro. São apresentados os resultados obtidos e são tiradas algumas conclusões.

No quinto capítulo, é descrita a simulação de escoamento em torno de asas traseiras com configurações regulamentadas para as categorias LM GT1 e LM GT2. Através dos resultados obtidos é feita uma análise às forças geradas pelas asas e calculam-se as potências necessárias para contrariar as forças de resistência aerodinâmica.

No sexto capítulo, indicam-se as principais conclusões tiradas da realização deste trabalho, assim como algumas sugestões de trabalhos futuros.

2 Conceitos teóricos e estado da arte

Neste capítulo é feita uma revisão de conceitos da área da Mecânica dos Fluidos que vão ser utilizados no decorrer do trabalho. São também referidas algumas adaptações que são realizadas às asas para aumentar a sua eficácia.

2.1 Geometria da asa

A corda (*chord*, em inglês) de um perfil aerodinâmico é a linha recta que une o bordo de ataque e o bordo de fuga, sendo o bordo de ataque a primeira parte da asa a entrar em contacto com o escoamento e o bordo de fuga a aresta traseira da asa onde o escoamento superior se encontra com o inferior. A asa possui duas superfícies principais, o intradorso onde ocorre o aumento de pressão e o extradorso onde existe uma diminuição de pressão. O ângulo de ataque α é a diferença de ângulos entre a corda e a direcção do escoamento. A envergadura (*span*, em inglês) é a distância entre as extremidades da asa.

Na figura 4, está representada uma asa com as respectivas dimensões.

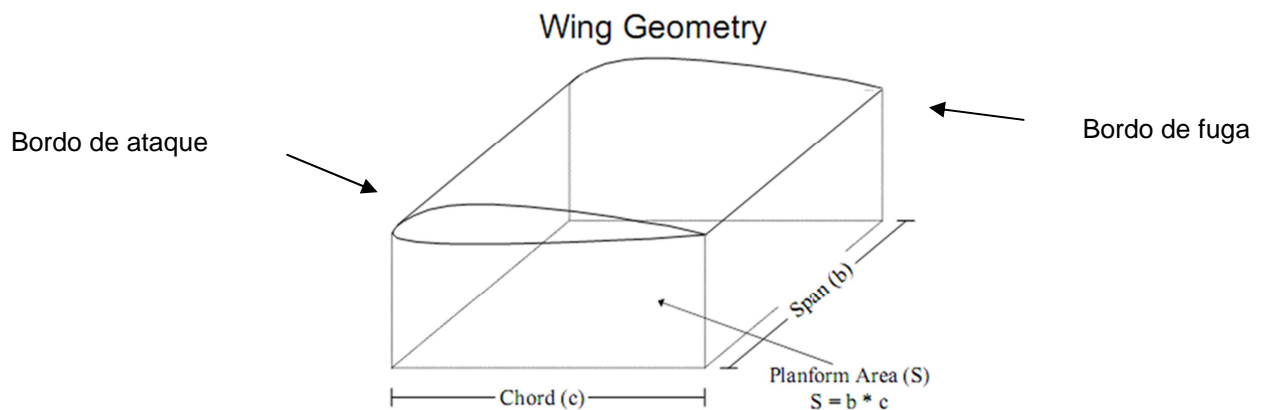


Figura 4: Geometria de uma asa (retirado de *Theory of Wing Sections*)

Um parâmetro bastante utilizado na caracterização das asas é a proporção entre a envergadura e a corda. Em inglês é denominado por *aspect ratio*, sendo definido, para asas rectangulares, por

$$AR = \frac{b}{c} \quad (2.1)$$

2.2 Resistência aerodinâmica e sustentação

Resistência aerodinâmica (*drag*, em inglês) é a componente da força a actuar num corpo paralelamente à direcção do movimento relativo (Fig.5). É gerada pela interacção e contacto de um corpo sólido com um fluido, tendo estes velocidades diferentes.

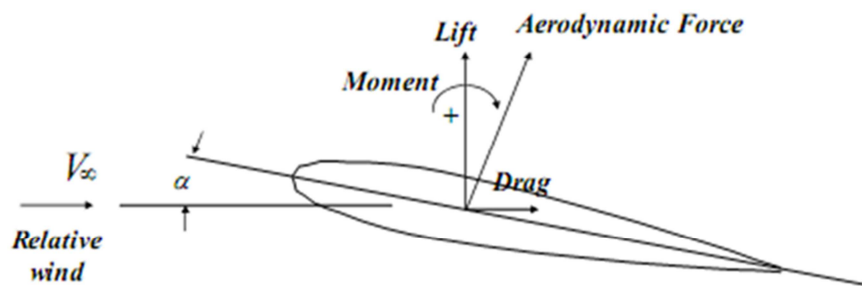


Figura 5: Componentes das forças exercidas na asa

O aparecimento da resistência aerodinâmica deve-se principalmente a duas causas: inércia e fricção. A primeira é gerada pelas componentes das forças devido à pressão que actuam na normal à superfície em todos os pontos. Uma importante contribuição para o seu aparecimento é a resistência aerodinâmica induzida, devido ao aparecimento de vórtices. A segunda deve-se à fricção entre as moléculas do ar e a superfície da asa. Esta fricção ou atrito deve-se, no caso da asa, à sua rugosidade superficial e, no caso do ar, à sua viscosidade.

As camadas de fluido mais próximas da asa abrandam, criando uma camada fina de fluido perto da superfície onde a velocidade varia de zero junto à superfície de contacto até à velocidade do escoamento livre de perturbações. A camada limite é formada, onde as tensões de corte dependem da sua espessura. No bordo de ataque a camada é de pequena espessura, aumentando ao longo do trajecto.

O coeficiente de resistência, C_D , é definido por

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (2.2)$$

sendo A , a máxima área projectada, que, no caso de asas rectangulares, é igual ao produto da envergadura pela corda, ρ a densidade do fluído e V a velocidade do escoamento antes do contacto com a asa.

A resistência exercida sobre a asa é em função do número de Reynolds, sendo um factor decisivo do escoamento na determinação dos efeitos de inércia e viscosidade.

Sustentação (*Lift*, em inglês) é definida como a componente da força exercida pelo fluido na perpendicular ao escoamento (Fig.5).

Existem muitas teorias e interpretações sobre as causas deste fenómeno, embora neste trabalho elas não sejam referidas, podendo-se encontrar a descrição de muitas delas em diversa literatura. Uma possível explicação é dada a seguir.

O escoamento, ao aproximar-se do bordo de ataque da asa, separa-se, e algumas linhas de corrente param, formando uma zona de estagnação junto do bordo de ataque, outras contornam a superfície inferior e outras a superior. Num perfil alar como o da figura 6, as várias camadas de fluido que se deslocam pelo lado superior, ao terem de contornar a asa, ficam comprimidas, ocorrendo uma aceleração do escoamento.

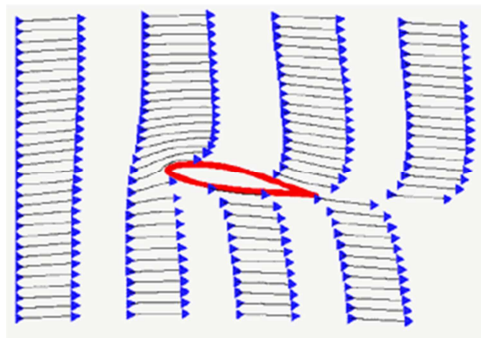


Figura 6: Linhas de corrente em torno de um perfil alar

O aparecimento de pressões mais elevadas no intradorso e mais baixas no extradorso, promove o aparecimento de uma força ascendente na asa. O coeficiente de sustentação é dado por

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (2.3)$$

A sustentação e, consequentemente, o seu coeficiente dependem directamente do ângulo de ataque, até chegar a um ponto máximo, após o qual o fluxo de ar que atravessa a superfície superior, não consegue manter a aderência ao perfil aerodinâmico, dando lugar à entrada em perda (*stall*, em inglês).

2.3 Camada-limite, sua separação e entrada em perda

Pelos efeitos da viscosidade e pelo gradiente de pressão, a velocidade (energia cinética) das camadas de ar adjacentes mais próximas da superfície vai sendo reduzida. Devido às diferentes velocidades das camadas, as mais rápidas, situadas a uma maior distância, vão sendo dobradas sobre as mais lentas, em direcção à superfície. Velocidades mais baixas junto à superfície equivalem a cargas de energia cinética igualmente baixas.

A energia cinética é importante porque é ela que vai permitir à camada-limite superar os efeitos retardadores da viscosidade e manter o escoamento a contornar a curvatura do perfil. Se a energia cinética é suficiente para superar os efeitos da viscosidade e da subpressão, o escoamento flui até ao bordo de fuga.

Quando o escoamento deixa de conseguir contornar o perfil, a separação ocorre, sendo o escoamento muito turbulento, e existe, até, inversão de sentido (Fig.7).

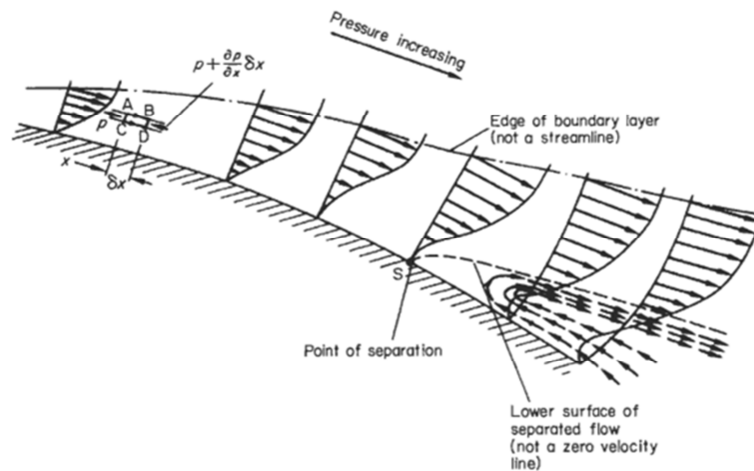


Figura 7: Separação da camada-limite (retirado de *Aerodynamics for Engineering Students*)

Os vórtices, sendo um tipo de escoamento turbulento, têm, por vezes, um efeito positivo, que é a capacidade de misturar as camadas de ar exteriores de maior carga cinética com as camadas estagnadas mais à superfície, havendo transferência de energia para a camada-limite, atrasando, assim, a separação e a entrada em perda ou *stall*.

2.4 Coeficiente de pressão

Um parâmetro de grande importância também utilizado é o coeficiente de pressão, C_p , que descreve as pressões relativas ao longo do escoamento. É calculado através da equação 2.4.

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho V^2} \quad (2.4)$$

Onde,

- p é a pressão no ponto
- p_{∞} é a pressão do escoamento livre de perturbações
- ρ é a massa volúmica do escoamento livre de perturbações
- V é a velocidade do escoamento livre

Valores de C_p iguais a zero indicam que a pressão no ponto é igual à do escoamento longe de perturbações, valores de um significam uma pressão de estagnação e o ponto é de estagnação.

2.5 Perfis NACA

Um perfil NACA corresponde ao desenho otimizado de um perfil aerodinâmico, conforme estabelecido pela *National Advisory Committee for Aeronautics* (N.A.C.A) que actualmente é denominada *National Aeronautics and Space Administration* (NASA).

Foram criados durante a Segunda Guerra Mundial e ainda hoje são desenvolvidos e aplicados em aviões, velas de barcos, turbinas, entre outros. São destinados a trabalhar dinamicamente na presença de fluídos.

Existem várias séries de perfis, sendo utilizado neste trabalho um pertencente à série de cinco dígitos - o 23012.

2.5.1 Série cinco dígitos

O seu perfil é determinado através da combinação de uma linha média e da distribuição de espessura, onde a linha média pode ter curvatura ou não. Através desta conjugação são obtidas as coordenadas das superfícies superiores e inferior.

O camber ou curvatura é a linha média entre o extradorso e o intradorso e em conjunto com a espessura do perfil, é responsável pela alteração do escoamento em torno da asa e, consequentemente, pela geração de sustentação.

A designação do perfil define sumariamente as seguintes características: espessura e curvatura máximas, suas posições e diâmetro do nariz.

No caso do perfil utilizado, NACA 23012 (Fig.8):

- 2 – Máxima curvatura em percentagem de corda,
- 30 – Posição de curvatura máxima; esta distância em percentagem de corda é metade do número representado por estes dígitos,
- 12 – Máxima espessura em percentagem de corda.

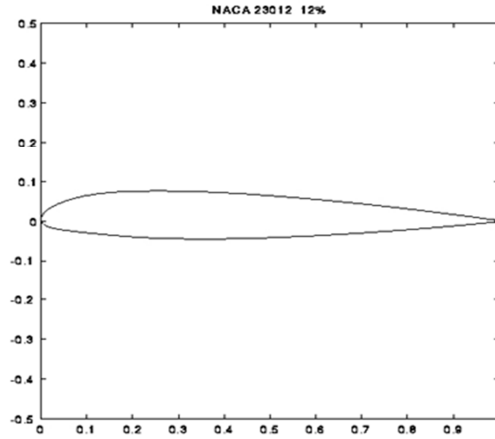


Figura 8: Representação de um perfil alar 23012

As coordenadas da linha de curvatura média são obtidas através das equações 2.5 e 2.6.

$$y_c = \frac{1}{6} k_1 [x^3 - 3mx^2 + m^2(3-m)x] \quad \text{de } x = 0 \text{ até } x = p \quad (2.5)$$

$$y_c = \frac{1}{6} k_1 m^3 (1-x) \quad \text{de } x = p \text{ até } x = 1 \quad (2.6)$$

onde $p=0,15$, $m=0,2025$ e $k_1=15,957$.

As coordenadas da distribuição de espessura, linhas exteriores, são determinadas através da seguinte equação:

$$y = \pm \frac{t}{0,2} c \left[0,2969 \times \sqrt{\frac{x}{c}} - 0,1260 \left(\frac{x}{c} \right) - 0,3516 \left(\frac{x}{c} \right)^2 + 0,2843 \left(\frac{x}{c} \right)^3 - 0,1015 \left(\frac{x}{c} \right)^4 \right] \quad (2.7)$$

onde:

- c é o comprimento de corda,
- x é a posição ao longo da corda desde zero até c ,
- y é a espessura desde a linha média até à superfície em determinada posição da corda,
- t é espessura máxima como fracção de corda.

A parte frontal do perfil aproxima-se de um arco com raio:

$$r = 1,1019ct^2 \quad (2.8)$$

2.6 Aplicação de abas laterais

O objectivo primário da aplicação de placas laterais é dirigir o ar na direcção desejada ao passar pela asa. Sem a sua aplicação, o ar na zona de alta pressão (intradorso) na ponta da asa desloca-se (Fig.9), procurando zonas de baixa pressão (extradorso), reduzindo a eficácia da asa. A formação de vórtices origina uma resistência adicional denominada *induced drag*.

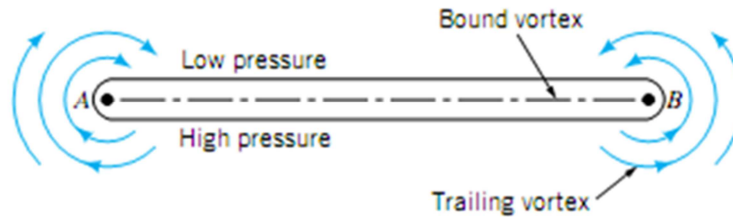


Figura 9: Deslocamento de ar das zonas de alta pressão para as de baixa pressão originando vórtices (retirado de *Fundamentals of Fluid Mechanics*)

O tamanho e forma (Fig.10) determinam o volume de ar afectado pela sua aplicação. A equação 9 foi sugerida por Hoerner (1985) e permite estimar o seu efeito através do parâmetro *aspect ratio*. As abas laterais aumentam “artificialmente” o AR e permitem a redução do arrasto induzido.

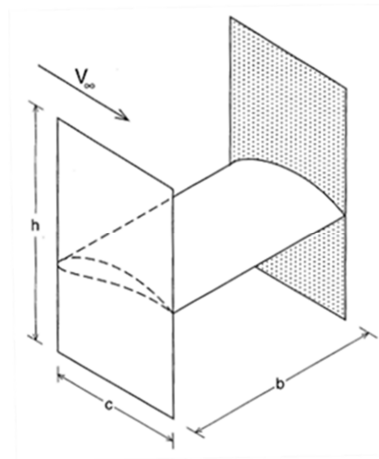


Figura 10: Parâmetros da aba lateral que influenciam o rendimento da asa (retirado de *Race Car Aerodynamics*)

$$AR = AR_{actual} \left(1 + 1,9 \frac{h}{b} \right) \quad (2.9)$$

A partir daqui as asas deixarão de ser tratadas na posição utilizada nos aviões, mas sim na posição invertida.

2.7 Aplicação do Gurney Flap¹

São pequenas placas que são aplicadas nos bordos de fuga das asas. A sua aplicação origina pequenos vórtices (Fig.11) que potenciam a diminuição da espessura da camada limite no lado inferior, provocando o aumento de pressão no lado superior e diminuição no lado inferior.

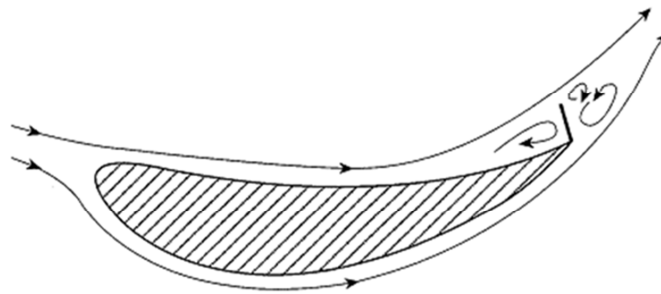


Figura 11: Influência do *Gurney Flap* no escoamento (retirado de *Race Car Aerodynamics*)

Pequenas variações na altura deste dispositivo originam aumentos consideráveis de sustentação, com pouca variação na resistência aerodinâmica. Alturas superiores a 20 mm não aumentam a sustentação negativa mas provocam o aumento da resistência (Fig.12).

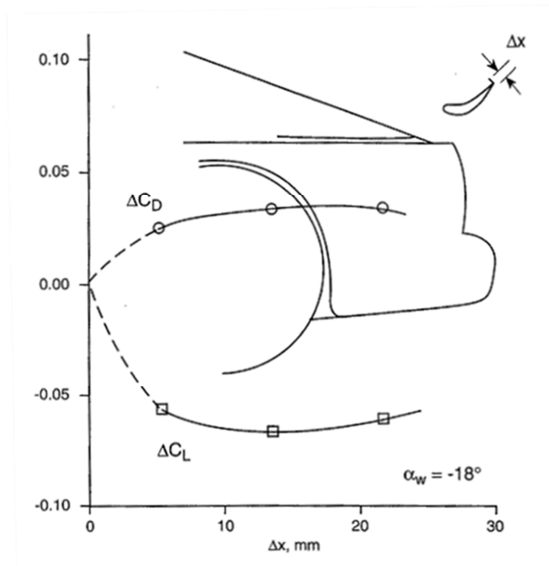


Figura 12: Influência da altura do *Gurney Flap* nos coeficientes C_D e C_L (retirado de *Race Car Aerodynamics*)

¹ Em homenagem ao piloto Dan Gurney que introduziu pela primeira vez este acessório.

2.8 Efeito da proximidade da asa à carroçaria do carro

Na figura 13, está representada a variação dos coeficientes de resistência aerodinâmica e de sustentação com o aumento da distância da asa ao corpo do carro. É notória a diminuição acentuada da sustentação, sendo a variação da resistência aerodinâmica menor. Esta variação compreende-se se o escoamento entre a carroçaria e a asa for pouco perturbado, havendo casos onde o escoamento é mais irregular, sendo preferível uma maior distância. Na tabela 1 estão indicados os valores do quociente L/D , onde ocorre um aumento do quociente com a diminuição do afastamento. Este comportamento não será o correspondente à aerodinâmica dos carros de competição onde o parâmetro tenderá a diminuir e não aumentar.

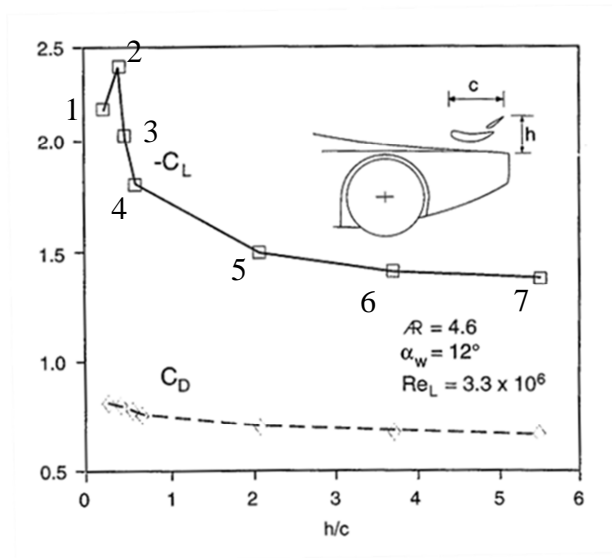


Figura 13: Influência da proximidade da asa à carroçaria (retirado de *Race Car Aerodynamics*)

Tabela 1: Variação do parâmetro L/D com a aproximação da asa

Ponto	1	2	3	4	5	6	7
L/D	2,7	3,0	2,6	2,4	2,1	2,1	2,0

3 Modelo computacional e parâmetros do escoamento

O escoamento de ar sobre uma asa deve obedecer a certas regras básicas da Física, entre elas a conservação da massa e a conservação da quantidade de movimento. A equação de conservação da massa ou da continuidade dá informação sobre a velocidade devido a variações de geometria, enquanto a da quantidade de movimento determina cargas aerodinâmicas. Neste capítulo, indicam-se as técnicas necessárias para a resolução destas equações.

3.1 Equações de conservação: Massa e Quantidade de Movimento

Em todas as simulações realizadas, o escoamento possui um número de Mach inferior a 0,3, ou seja, a densidade ou massa volúmica do fluido não varia com a pressão, podendo-se tratar como um escoamento incompressível. A equação da continuidade ou conservação da massa fica assim reduzida a

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3.1)$$

A conservação da quantidade de movimento, expressa pelas equações de Navier Stokes e fazendo as mesmas simplificações, resulta em

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] \quad (3.2)$$

Estas duas equações diferenciais descrevem o escoamento de fluidos e permitem determinar os campos de velocidade e de pressão.

3.2 Modelo de turbulência

Os escoamentos turbulentos são caracterizados por oscilações dos campos de velocidade. Estas flutuações podem ser de pequena escala e alta frequência, o que torna difícil e moroso a simulação directa em cálculos práticos de engenharia. Para simplificar, as equações são modificadas, retirando a resolução de pequenas escalas, tornando-as mais fáceis de resolver. Sendo modificadas, elas introduzem variáveis adicionais desconhecidas, onde os modelos de turbulência assumem grande importância na sua determinação.

Neste trabalho, foi escolhido o modelo de turbulência K-epsilon Realizable por ser um modelo eficaz no estudo da aerodinâmica exterior de carros de competição, tendo sido o escolhido em vários trabalhos de investigação entre eles o de Mafi (2007) sobre carros de Formula 1TM.

3.2.1 K-ε Realizable

É um dos mais recentes desenvolvimentos do modelo K-Epsilon (Shih et al. 1995). É um modelo de duas equações, baseado na viscosidade turbulenta. Este modelo apresenta duas equações de transporte modeladas separadamente: uma para energia cinética (k) e outra para o termo de dissipação da energia cinética (ε).

A energia cinética de turbulência, k, e a sua taxa de dissipação, ε, são obtidas das seguintes equações de transporte:

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \epsilon \quad (3.3)$$

e

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} \quad (3.4)$$

Onde

$$C_1 = \max \left[0,43; \frac{\eta}{\eta + 5} \right]; \eta = S \frac{k}{\epsilon}; S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}}$$

e as constantes $C_1 = 1,44$; $C_2 = 1,9$; $\sigma_k = 1,0$; $\sigma_\epsilon = 1,2$.

Os termos σ_k e σ_ϵ são os números de Prandtl turbulentos para k e ε, respectivamente.

G_k representa a produção de energia cinética de turbulência que resulta da média dos gradientes de velocidades e é definida por

$$G_k = -\overline{\rho u'_i u'_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (3.5)$$

A viscosidade turbulenta, μ_t , é obtida pela seguinte combinação de k e ϵ :

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (3.6)$$

onde,

$$C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_s \frac{k U^*}{\epsilon}} \quad (3.7)$$

com

$$U^* \equiv \sqrt{S_{ij} S_{ij} + \tilde{\Omega}_{ij} \tilde{\Omega}_{ij}} \quad (3.8)$$

e

$$\tilde{\Omega}_{ij} = \Omega_{ij} - 2\epsilon_{ijk} \omega_k \quad (3.9)$$

$$\Omega_{ij} = \overline{\Omega_{ij}} - \epsilon_{ijk} \omega_k \quad (3.10)$$

onde $\overline{\Omega_{ij}}$ é a taxa média de rotação do tensor visualizado num referencial de rotação com velocidade angular ω_k . As constantes A_0 e A_s tomam os valores de 4,04 e $\sqrt{6} \cos \varphi$

3.3 Método dos volumes finitos

É um dos métodos de discretização numérico mais utilizado em CFD. Foi desenvolvido especificamente para resolver as equações de transferência de calor e escoamentos de fluidos, sendo descrito em detalhe por Patankar (1980).

Consiste na integração das equações diferenciais de conservação em cada volume de controlo. Não apresenta problemas de instabilidade ou convergência, ao garantir que, em cada volume discretizado, a propriedade em questão obedece à lei da conservação.

Quando são aplicadas as condições fronteira e valores iniciais nestas equações, elas podem ser resolvidas usando métodos directos e iterativos, criando a simulação numérica do escoamento.

3.4 Algoritmo SIMPLE

Em CFD, o algoritmo SIMPLE é um procedimento numérico largamente utilizado para resolver as equações de Navier-Stokes. Foi desenvolvido por Spalding e Patankar no início dos anos 70, sendo analisado com maior pormenor por Patankar (1980).

Neste algoritmo, é obtida uma aproximação do campo de velocidades através da resolução da equação da conservação da quantidade de movimento. O termo do gradiente de pressão é calculado utilizando a distribuição de pressões da iteração anterior ou um valor inicial. A equação da pressão é formulada e resolvida de modo a obter a nova distribuição de pressões. As velocidades são depois corrigidas e um novo conjunto de fluxos conservativos são calculados.

Os esquemas de discretização utilizados na modelação dos termos convectivos foram o de segunda ordem para a pressão, e de segunda ordem a montante para a quantidade de movimento, energia cinética turbulenta e taxa de dissipação.

3.5 Domínio de integração e malhas

Na figura 14, está representado o domínio de integração utilizado com as suas dimensões. Este domínio foi utilizado em todas as simulações, tendo-se mostrado suficiente sem interferência das paredes.

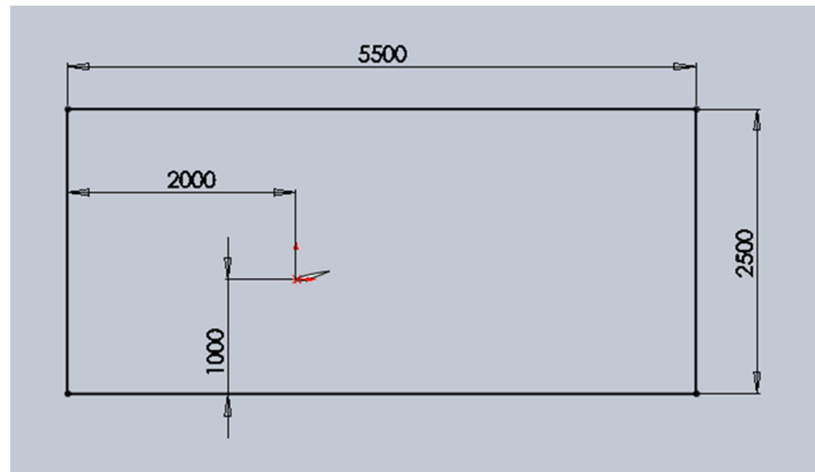


Figura 14: Posicionamento da asa no domínio de integração

Na tabela 2, estão indicadas as dimensões do volume de integração.

Tabela 2: Dimensões do volume de integração

Comprimento [mm]	Largura [mm]	Altura [mm]
5500	4000	2500

As malhas foram obtidas através da aplicação *ANSYS Meshing*, utilizando o método *Patch Conforming* com algumas limitações de tamanho dos elementos. Todas as malhas geradas (Fig.15) são do tipo tetraédrico de topologia Tet4 e foram inseridas as zonas entrada, saída e asa como fronteiras.

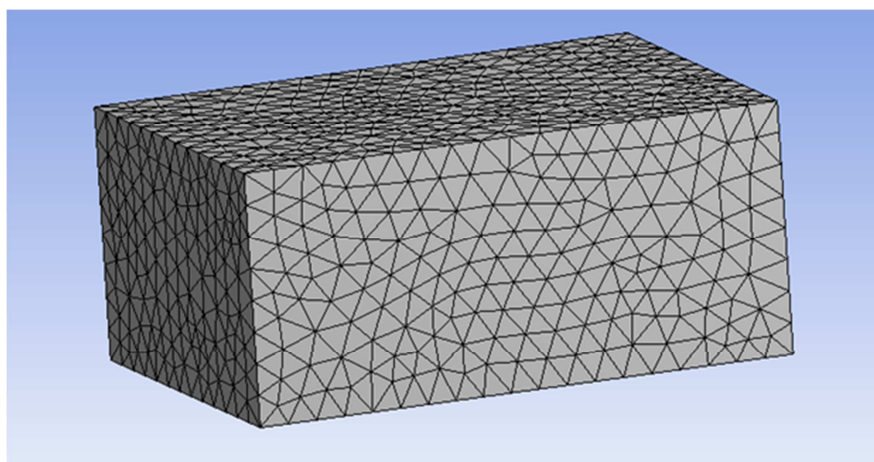


Figura 15: Vista exterior de uma malha tipo

Os elementos da malha vão crescendo com o afastamento da asa (Fig.16), sendo o tamanho máximo, nas faces da asa, de 7 mm (Fig.17).

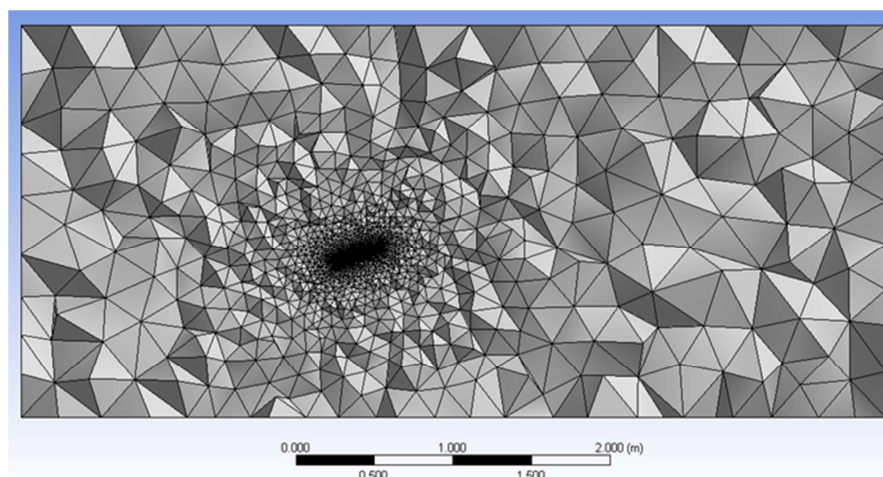


Figura 16: Vista em corte de uma malha tipo

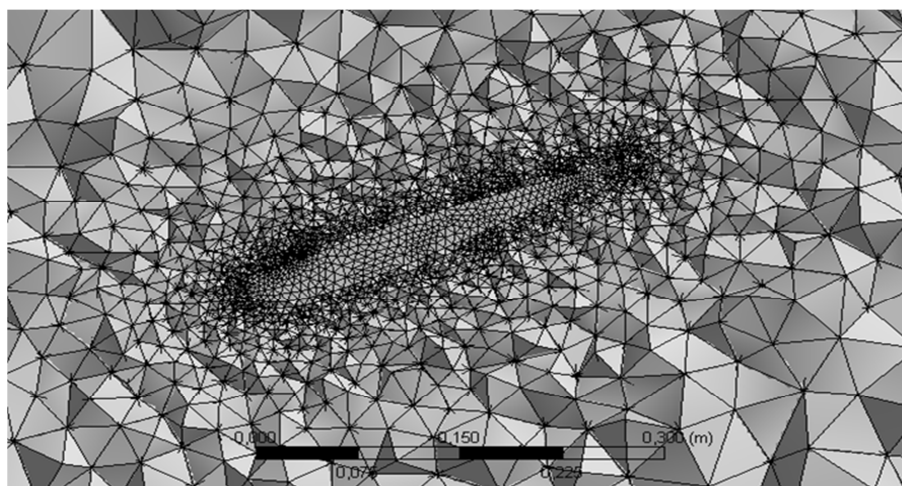


Figura 17: Vista em corte de uma malha na proximidade da asa

Em relação à qualidade da malha, sendo um parâmetro de grande importância, o FLUENT estabelece limites máximos para os parâmetros *Skewness*, *Aspect Ratio* e *Squish*. Os valores das características de cada malha estão indicados no capítulo referente a cada simulação.

3.6 Parâmetros do escoamento

Para a realização da simulação é necessário introduzir as condições na fronteira, assim como as propriedades do fluido utilizado. O fluido utilizado é o ar, estando indicadas, na tabela 3, as suas características, assim como outros parâmetros necessários.

Tabela 3: Parâmetros utilizados na definição do escoamento

Pressão [Pa]	Velocidade [m/s]	Massa Volúmica [Kg/m ³]	Viscosidade Dinâmica [Kg/m.s]	Intensidade de turbulência [%]	Diâmetro Hidráulico [m]
101325	40, 50, 60 e 70	1,225	$1,7894 \times 10^{-5}$	0,5	3,1
	144, 180, 216 e 252 Km/h				

O valor da intensidade de turbulência utilizado para escoamentos atmosféricos em torno de carros situam-se abaixo de 1%, havendo túneis de vento com valores inferiores a 0,1%, tendo-se por isso escolhido o valor de 0,5%.

Para o cálculo dos coeficientes de sustentação e resistência aerodinâmica, a área adoptada é igual ao produto da corda pela envergadura.

Na saída impôs-se a pressão atmosférica de 101325 Pa.

4 Simulação do escoamento em torno de asa com diferentes ângulos de ataque e diferentes distâncias à parede inferior

Este capítulo tem como objectivo determinar o comportamento da asa para diferentes ângulos de ataque e verificar a dependência dos coeficientes em relação à distância entre a asa e a parede inferior. O objectivo é comparar a parede inferior, que se encontra parada, à carroçaria de um automóvel. Na edição de 2010 das 24 Horas de Le Mans, a velocidade média obtida pelos carros da categoria LM P1 foi de aproximadamente 240 km/h, tendo-se escolhido para as primeiras simulações a velocidade de 70 m/s (250 km/h)

4.1 Variação dos coeficientes de resistência aerodinâmica e de sustentação

Neste subcapítulo, foi simulado o escoamento de ar com 70 m/s em torno de uma asa com 300 mm de corda e 1500 mm de envergadura. Variou-se o ângulo de ataque, sendo o número de Reynolds, em relação à corda da asa, aproximadamente de 14×10^6 . Esta simulação permitiu obter os valores dos coeficientes de resistência aerodinâmica e de sustentação, e observar a entrada em perda da asa.

4.1.1 Desenvolvimento da geometria 3D

Através das equações anteriormente referidas para a série de 5 dígitos, foi obtido um ficheiro em Excel com as coordenadas do perfil alar, sendo exportado para o SolidWorks 2010. Com o perfil alar desenhado, procedeu-se à sua extrusão até obter a envergadura necessária. A seguir, procedeu-se à rotação da asa, obtendo-se vários ângulos de ataque. Na tabela 4, estão indicadas as dimensões da asa modelada.

Tabela 4: Dimensões da asa utilizada

Corda [mm]	Envergadura [mm]	AR
300	1500	5

No *DesignModeler*, parte integrante do *Workbench*, foi modelado o sólido correspondente ao domínio a simular, tendo-se subtraído o ficheiro *.IGS* importado.

4.1.2 Obtenção das malhas

Em primeiro lugar, foram geradas malhas, para os vários ângulos de ataque, do tipo não refinado, onde não houve qualquer condicionamento em relação ao tamanho dos elementos. No entanto, devido à curvatura do bordo de ataque e à espessura do bordo de fuga, foram gerados elementos de pequena dimensão.

Numa segunda abordagem, limitou-se o tamanho dos elementos na face da asa a 7 mm e dos elementos do volume a 300 mm.

Não foram gerados mais tipos de malhas, devido ao facto de não haver resultados experimentais com que comparar, e também para homogeneizar as malhas para as diferentes configurações a simular.

Na tabela seguinte, encontram-se os valores aproximados para as características das malhas obtidas.

Tabela 5: Características das malhas obtidas

Ângulo de ataque α [°]	Nº de elementos	Maximum cell squish	Maximum cell skewness	Maximum aspect ratio
8	1230454	0,82	0,85	23,88
10	1218132	0,78	0,84	20,74
14	1238492	0,79	0,85	18,12
16	1223157	0,78	0,84	18,93
18	1224890	0,77	0,84	16,88
20	1232044	0,81	0,83	18,85
21	1209414	0,82	0,84	22,52
22	1231319	0,81	0,85	20,06

4.1.3 Parâmetros da simulação no FLUENT

Para além dos parâmetros indicados aquando da definição do modelo matemático, foram introduzidos outros valores para algumas variáveis, como a velocidade, comprimento característico e área de referência. Como se trata de uma asa, o comprimento característico utilizado é o valor da corda, sendo a área igual ao produto da corda pela envergadura.

Na tabela 6, estão indicados os valores destas variáveis.

Tabela 6: Valores das variáveis de referência para o cálculo dos coeficientes

Velocidade [m/s]	Área [m ²]	Comprimento [m]
70	0,45	0,3

Para confirmação de convergência da solução definiu-se o valor de $1e^{-5}$ para os resíduos da continuidade, das três componentes da velocidade, da energia cinética turbulenta e da taxa de dissipação turbulenta. Conforme se pode ver no anexo C, não foi possível obter este valor para todas as variáveis embora se tenha obtido convergência para os coeficientes.

4.1.4 Resultados obtidos e conclusões

4.1.4.1 Coeficientes de resistência aerodinâmica e sustentação

Durante a simulação no FLUENT, para além de serem indicados os valores dos resíduos, iam sendo mostrados os valores dos coeficientes. Iteração após iteração, estes valores deixaram de variar, tendo-se obtido os valores dos coeficientes que constam nas figuras 18 e 19.

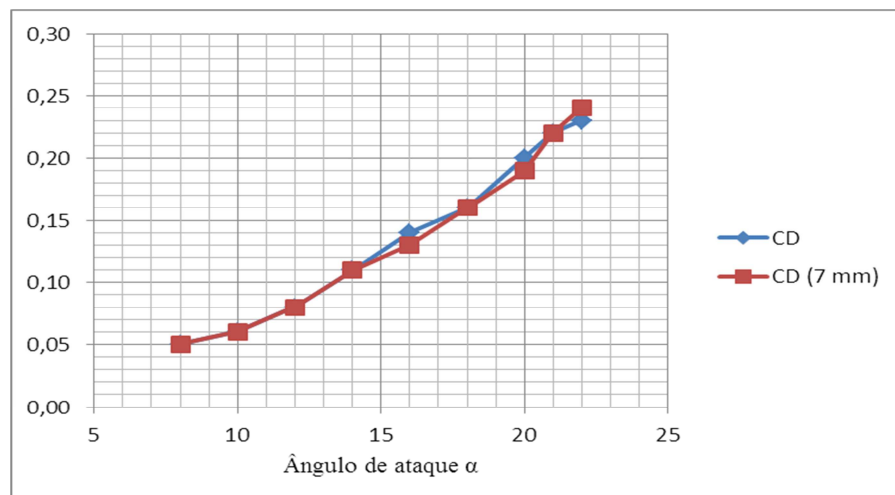


Figura 18: Valores de C_D para diferentes ângulos de ataque

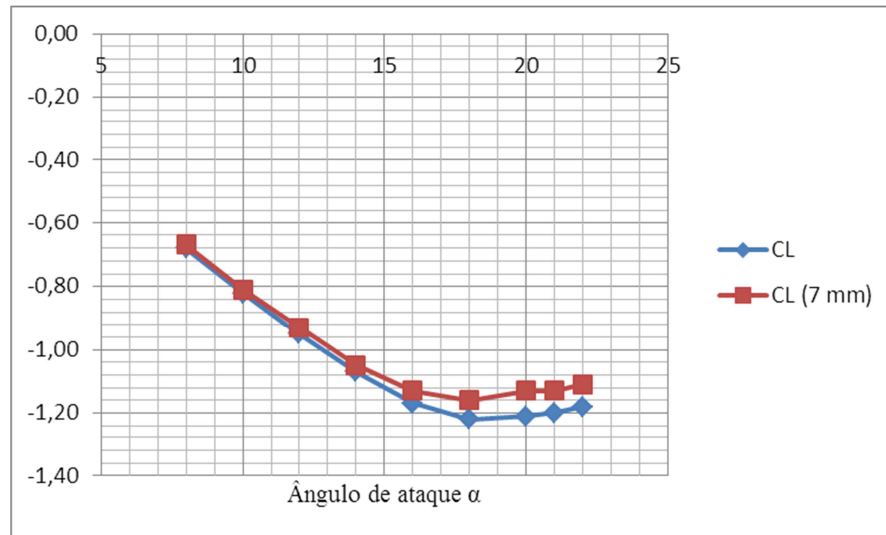


Figura 19: Valores de C_L para diferentes ângulos de ataque

Através dos dados obtidos, foi calculado o quociente L/D (Fig.20), constituindo um parâmetro importante na análise aerodinâmica, sendo que, neste caso, estando-se apenas a estudar a estrutura da asa, não assume grande importância. Normalmente, é utilizado para se garantir um bom compromisso entre resistência aerodinâmica e sustentação. No caso analisado, este quociente apresenta valor máximo para baixos ângulos de ataque, pois, aí, o coeficiente de arrasto é diminuto, o que implica elevado valor de L/D , sendo o valor da sustentação insuficiente para a maioria das aplicações em carros de competição.

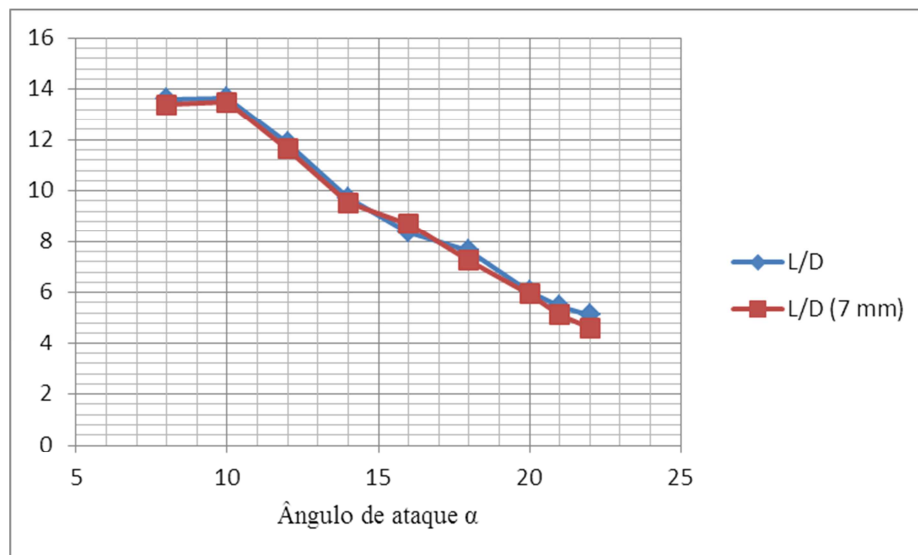


Figura 20: Valores de L/D para diferentes ângulos de ataque

Analisando os dados obtidos, as malhas com a limitação de tamanho de 7 mm na face da asa influenciaram principalmente o valor do coeficiente de sustentação, mantendo-se praticamente inalteráveis os valores do coeficiente de resistência. Houve um decréscimo nos valores de C_L da malha mais grossa para a mais fina, o que evidencia uma maior dificuldade na obtenção deste coeficiente em relação ao C_D .

Nos dois tipos de malha, os coeficientes de resistência tendem a aumentar com o aumento do ângulo de ataque, enquanto os valores do coeficiente de sustentação negativa crescem até 18° , descendo a partir deste valor. Este facto é explicado pela entrada em perda da asa, onde a camada limite do escoamento é separada da superfície inferior da asa.

A variação do coeficiente de sustentação após entrada em perda não está de acordo com Abbott (1959). Para ângulos superiores ao ângulo crítico, a diminuição do coeficiente devia ser mais pronunciada ou mesmo brusca o que não se verificou através dos resultados obtidos devido, possivelmente, à dificuldade do modelo de turbulência utilizado em simular estas condições de escoamento, pois o valor do coeficiente de sustentação pode variar rapidamente com o tempo, sendo muito difícil de calcular em condições de escoamento tão perturbado. O mesmo se passa com o coeficiente de resistência que deveria diminuir, podendo-se explicar o aumento após *stall* com a dificuldade de simulação do escoamento nestas condições.

4.1.4.2 Comportamento do escoamento

Com baixo ângulo de ataque, a sustentação negativa é gerada pela diferença entre as reduções de pressão nas superfícies superior e inferior.

Com 8° de ângulo de ataque (Fig.21), é visível um grande aumento de pressão, essencialmente na parte superior do bordo de ataque, onde ocorre uma diminuição brusca de velocidade. Nota-se na parte inferior uma diminuição de pressão consequente da aceleração do ar na superfície inferior do bordo de ataque. Aqui, a resistência aerodinâmica deve-se à fricção entre o fluido e a superfície e à formação de vórtices nas pontas da asa assim como o aumento do ângulo de ataque.

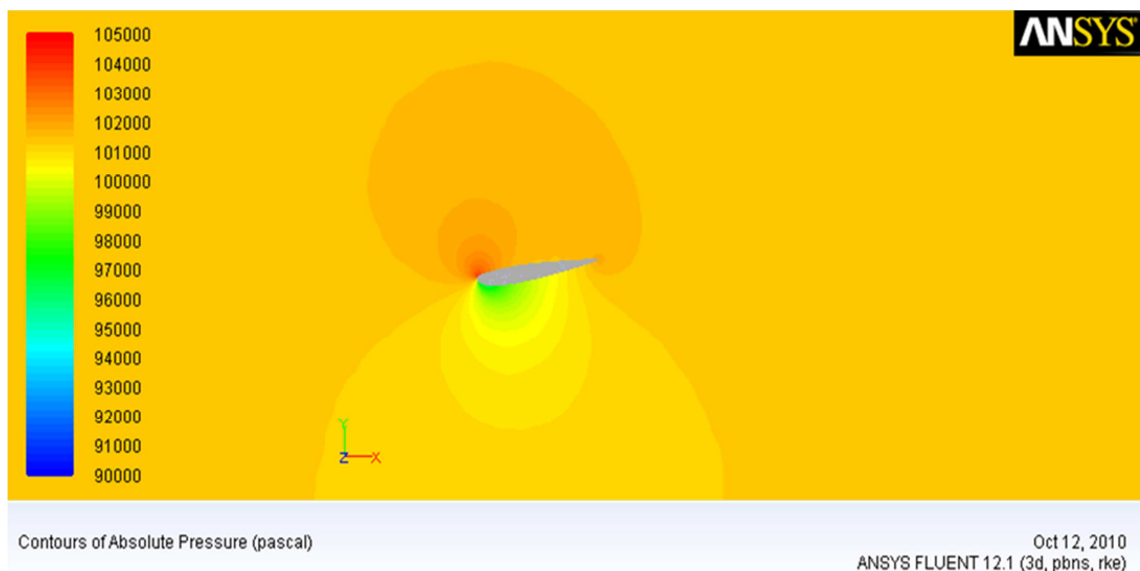


Figura 21: Contornos de pressão absoluta para 8° de ângulo de ataque

Na posição de 10° (Fig.22), vê-se o aumento de pressão no lado superior e uma diminuição na parte inferior, onde as velocidades são superiores.

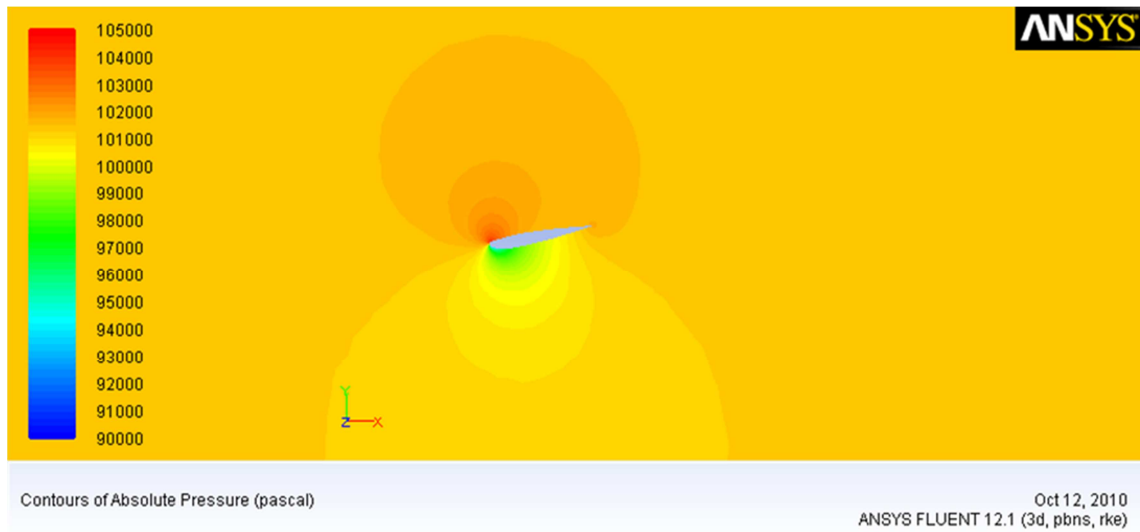


Figura 22: Contornos de pressão absoluta para 10° de ângulo de ataque

Com maiores incidências, 18° (Fig.23) ou 19° (Fig.24), este efeito aumenta. Com o aumento da inclinação a zona de estagnação, que se situava para baixos ângulos no bordo de ataque, vai recuando (Figuras 26 e 27) no intradorso da asa, contribuindo para o aumento da pressão. Com ângulos de incidência em torno de 22°, a redução de pressão na zona inferior diminui consideravelmente, onde a sustentação negativa restante é devida essencialmente ao aumento de pressão na parte superior (Fig.25).

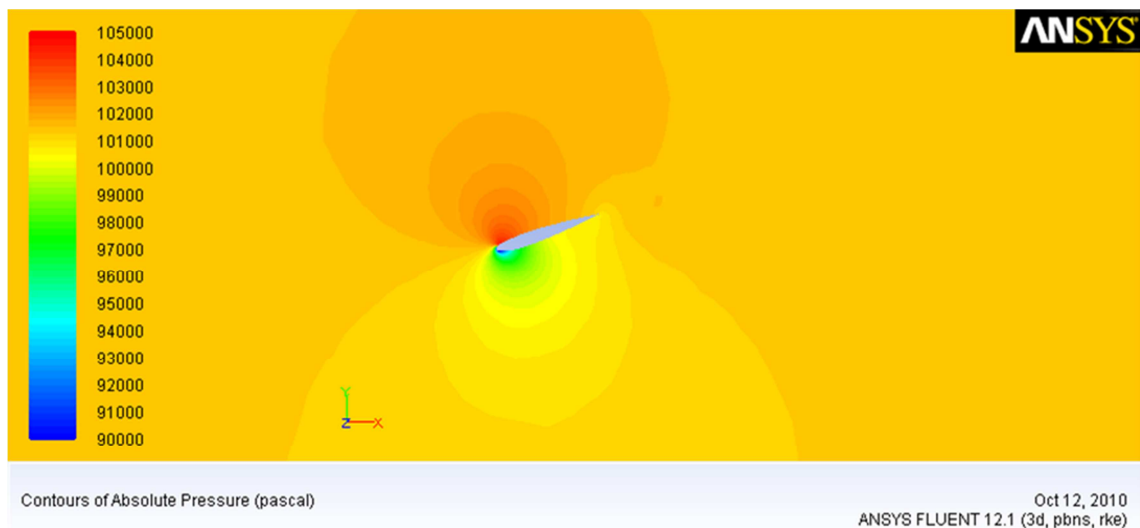


Figura 23: Contornos de pressão absoluta para 18° de ângulo de ataque

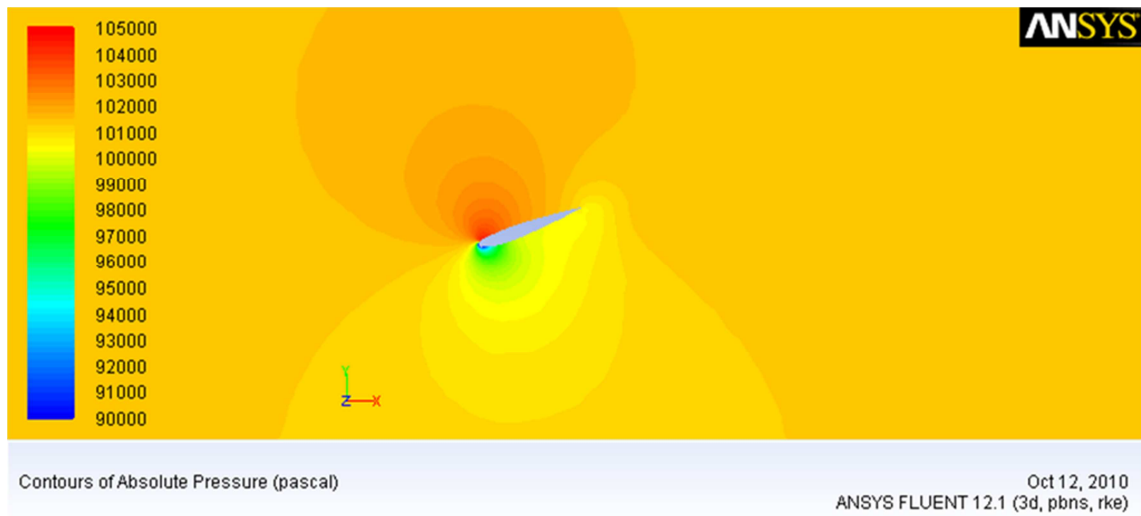


Figura 24: Contornos de pressão absoluta para 19°d e ângulo de ataque

Com elevados ângulos de ataque a resistência aerodinâmica cresce mais acentuadamente devido à transição para escoamento turbulento, havendo a separação da camada-limite e formação de vórtices. Na parte frontal da asa a resistência deve-se essencialmente à pressão.

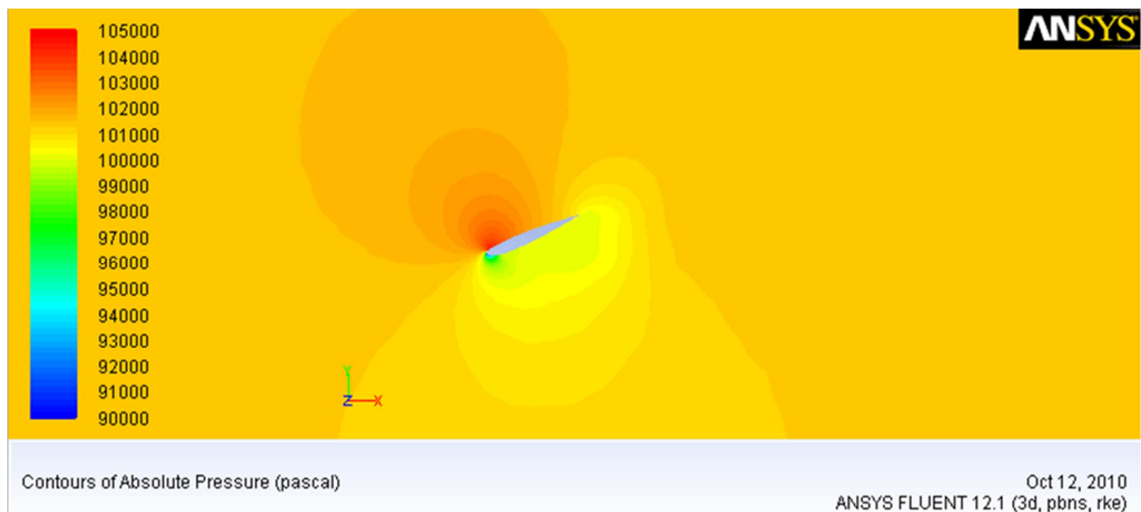


Figura 25: Contornos de pressão absoluta para 22°d e ângulo de ataque

No caso particular da sustentação, se a inclinação for exagerada, verifica-se que o escoamento que se fazia até aí em contacto com perfil (Fig.26), separa-se da parte inferior da asa, criando uma zona de violentos turbilhões (Fig.27). A camada limite separou-se, ocorrendo um aumento de pressão de resistência aerodinâmica. Estes vórtices são

indesejáveis, porque causam vibrações na estrutura da asa que podem provocar falhas estruturais.

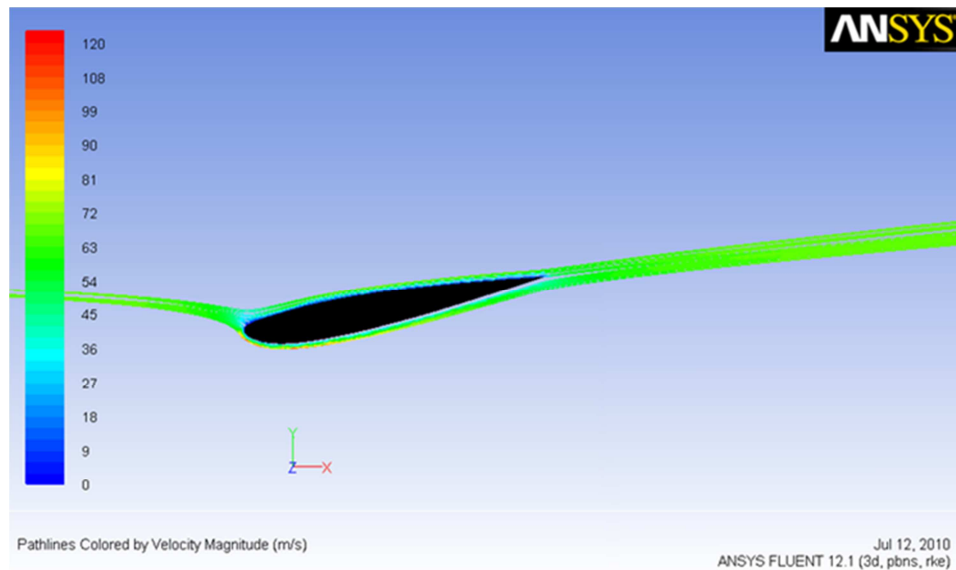


Figura 26: Linhas de escoamento em torno da asa com 10° de ângulo de ataque

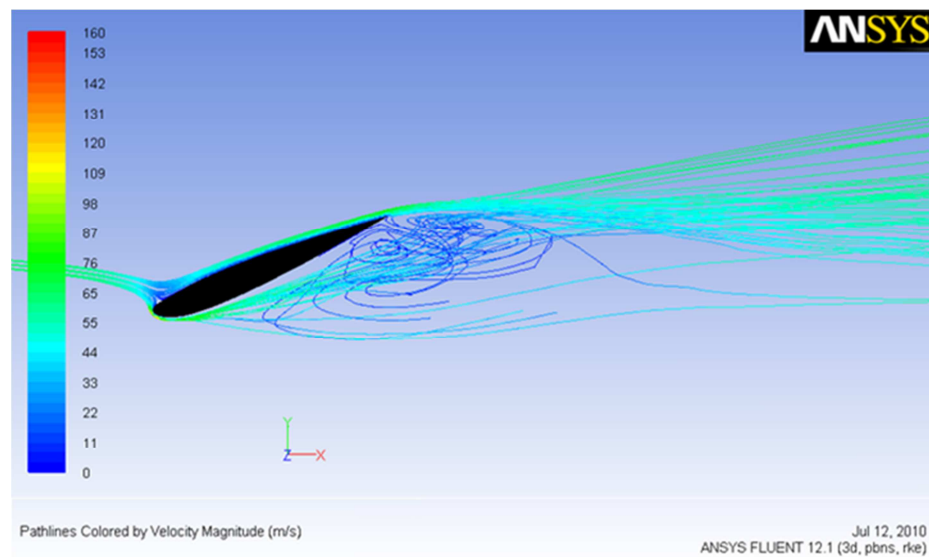


Figura 27: Linhas de escoamento em torno da asa com 22° de ângulo de ataque

O ângulo, onde a sustentação atinge o valor máximo, denomina-se de ângulo de ataque crítico, que neste caso é o de 18° (Fig.28). Nesta posição, parte do extradorso da asa já se encontra separada do escoamento.

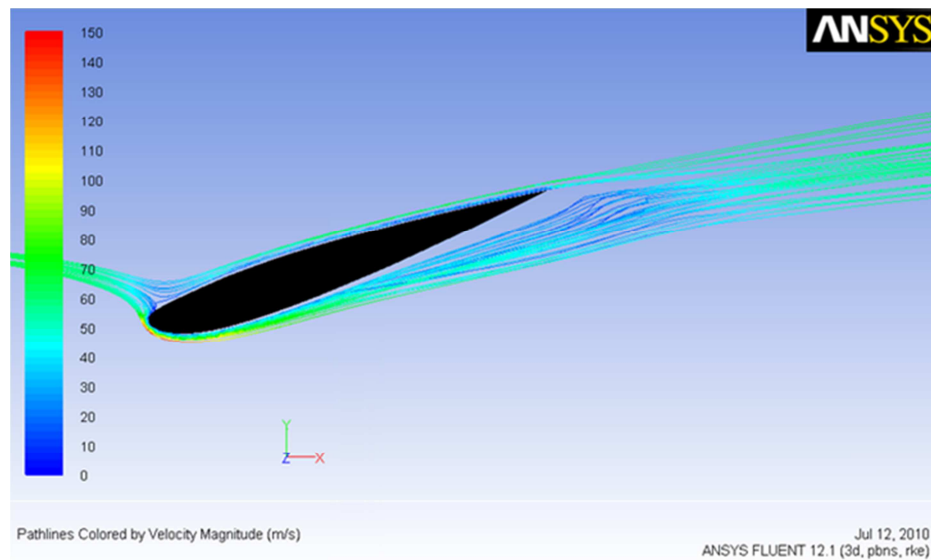


Figura 28: Linhas de escoamento em torno da asa com 18° de ângulo de ataque

Nas figuras 29 e 30 são visíveis as deslocções de massas de ar das zonas de maior pressão para as de menor. O fluido na parte superior tende a acelerar perto das laterais para ocupar os espaços de menor pressão na parte inferior. Esta mudança cria menos força de sustentação, fazendo com que a asa não exerça a força necessária. Estes movimentos provocam o aparecimento de vórtices nas pontas das asas, que são de evitar devido à menor eficácia da asa e à criação de arrasto induzido (*induced drag*).

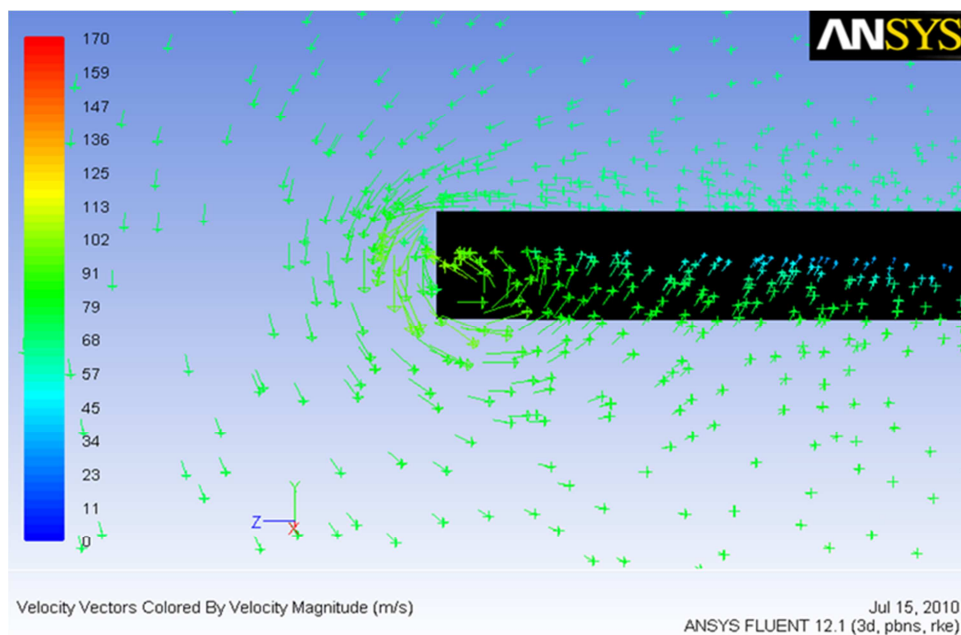


Figura 29: Vectores de velocidade numa ponta da asa

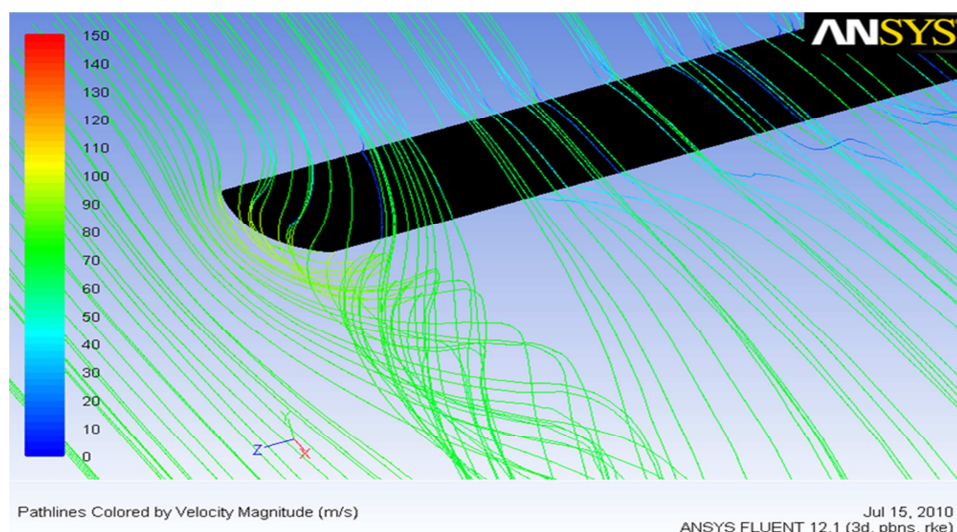


Figura 30: Linhas de escoamento para visualização da formação de vórtices

4.2 Variação da distância entre a asa e a parede inferior

Neste subcapítulo, foram simulados escoamentos em torno de asas com diferentes afastamentos em relação à parede inferior do domínio para simular a interação da carroçaria.

4.2.1 Geometria, malha e parâmetros do FLUENT

Em termos de geometria, foi utilizada a asa da secção 4.1 com ângulo de ataque de 18° . O domínio de integração possuía as mesmas dimensões, tendo-se alterado a distância da asa à parede inferior para valores de 0,5, 0,4 e 0,3 e 0,15 m.

As malhas foram geradas conforme a secção 4.1.2 com as limitações de tamanho. Na tabela 7, estão indicadas as características das malhas obtidas.

Tabela 7: Características das malhas obtidas

Distância h [mm]	Nº de elementos	<i>Maximum cell squish</i>	<i>Maximum cell skewness</i>	<i>Maximum aspect ratio</i>
500	1212007	0,77	0,83	19,00
400	1213367	0,78	0,84	17,37
300	1212452	0,75	0,84	17,49
150	1178439	0,82	0,84	19,44

Os parâmetros introduzidos no FLUENT são os mesmos da secção 4.1.3.

4.2.2 Resultados obtidos e conclusões

Os resultados obtidos (Fig.31) coincidem com a variação proposta na figura 12 obtida na literatura. Estes resultados devem-se em parte às poucas perturbações sofridas pelo escoamento, sendo que num caso real, os automóveis de competição possuem traseiras que provocam perturbações. Nestes casos é preferível instalar a asa a uma distância superior.

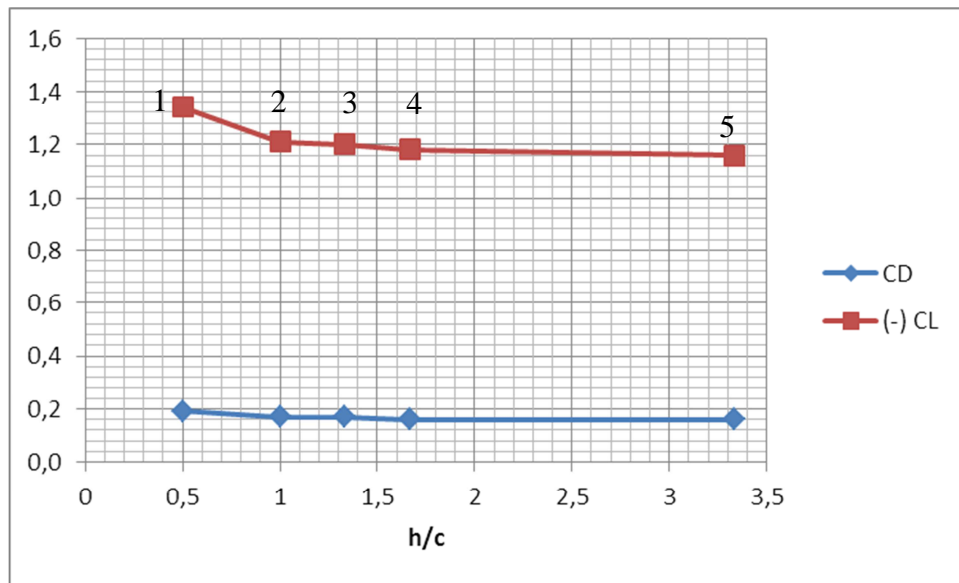


Figura 31: Valores de C_D e C_L para diferentes distâncias entre a asa e a parede inferior

Tabela 8: Variação do parâmetro L/D com a aproximação da asa à parede inferior

Ponto	1	2	3	4	5
L/D	7,0	7,1	7,0	7,4	7,2

Com a diminuição da distância entre a asa e parede inferior, o escoamento sofre um estrangulamento, assemelhando-se ao que acontece num tubo de Venturi. Este efeito é explicado pelo princípio de Bernoulli e pelo princípio da continuidade da massa, em que sendo o fluxo constante, uma diminuição da distância entre a asa e a parede produz um aumento de velocidade. Se a energia cinética aumenta, a energia determinada pelo valor da pressão diminui. Na tabela 8 pode-se ver a variação do parâmetro L/D com a aproximação, evidenciando, contrariamente à tabela 1, um decréscimo do quociente com a diminuição do afastamento (comparando o ponto 1 com o ponto 5). Este resultado parece estar mais de acordo com a realidade, onde o quociente L/D diminui com a aproximação à carroçaria do carro.

A asa deve ser instalada numa zona onde o escoamento está menos perturbado, preferencialmente onde o escoamento é laminar, permitindo um escoamento suave tanto no extradorso como no intradorso da asa.

Nas figuras 32 e 33 estão representados, respectivamente, os contornos de velocidade em torno da asa a 500 e 150 mm da parede inferior. O superior aumento de velocidade na segunda situação, provoca uma diminuição da pressão absoluta, fazendo com que a camada-limite se separe antes, pois o escoamento tende a dirigir-se para as zonas de menor pressão. A zona a azul, que representa velocidades baixas é bastante superior na posição a 150 mm o que poderá ser um factor a ter em conta, pois produz alguma instabilidade na estrutura da asa, apesar de maior coeficiente de sustentação negativa.

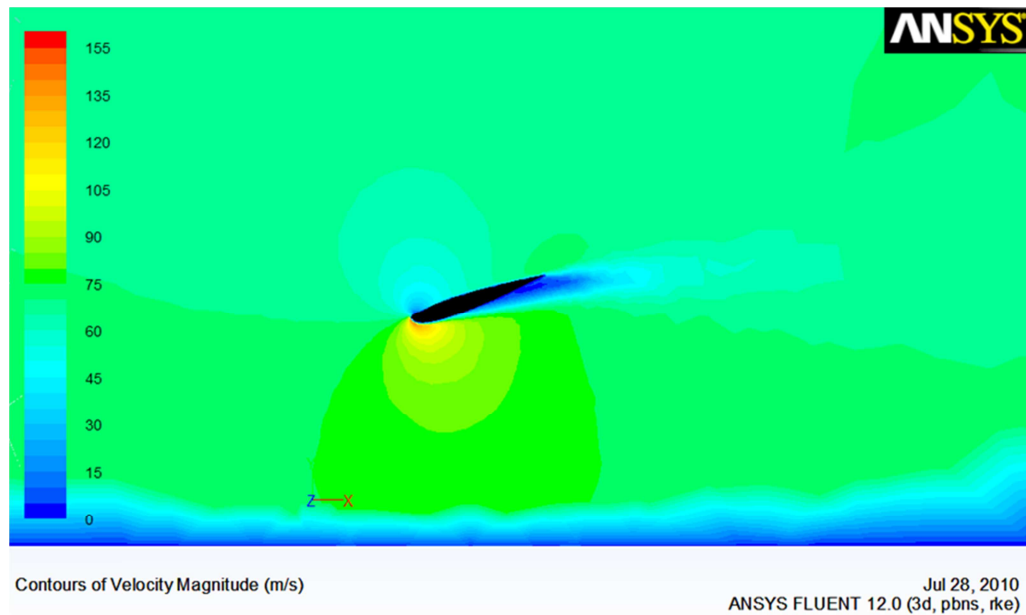


Figura 32: Contornos de velocidade em torno da asa a 500 mm da parede inferior

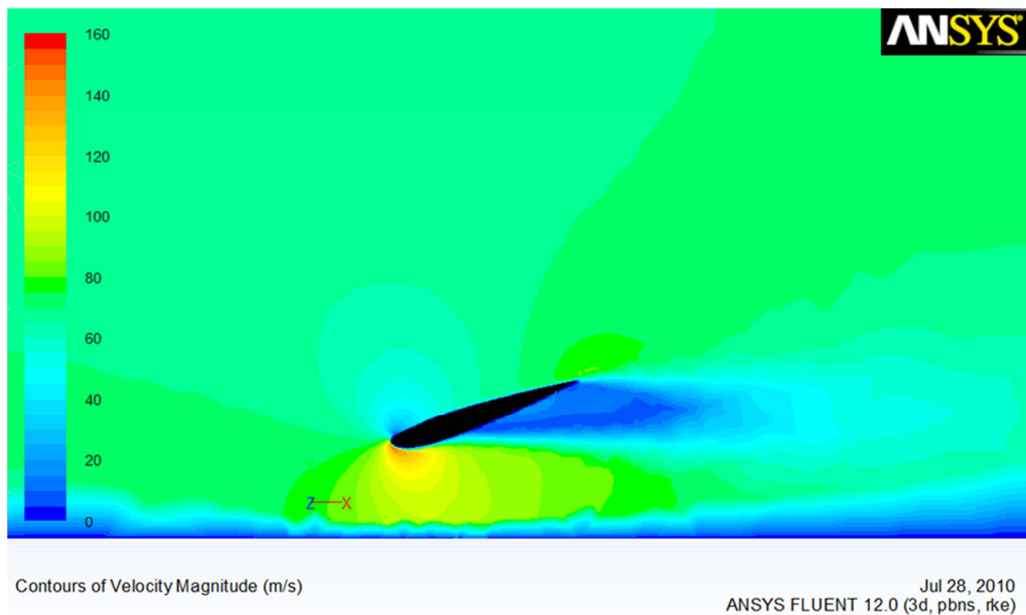


Figura 33: Contornos de velocidade em torno da asa a 150 mm da parede inferior

Na figura 34 estão representados os contornos de pressão absoluta para a posição de 500 mm e na figura 35 os contornos de pressão absoluta para a de 150 mm onde as diferenças não são tão notórias como nas figuras dos contornos de velocidade.

Verifica-se, que a zona entre a asa e a parede inferior com 150 mm, apresenta apenas contornos de pressão a verde, enquanto no caso de 500 mm a superfície verde é inferior para a mesma escala, ou seja valores de pressão absoluta inferiores no primeiro caso.

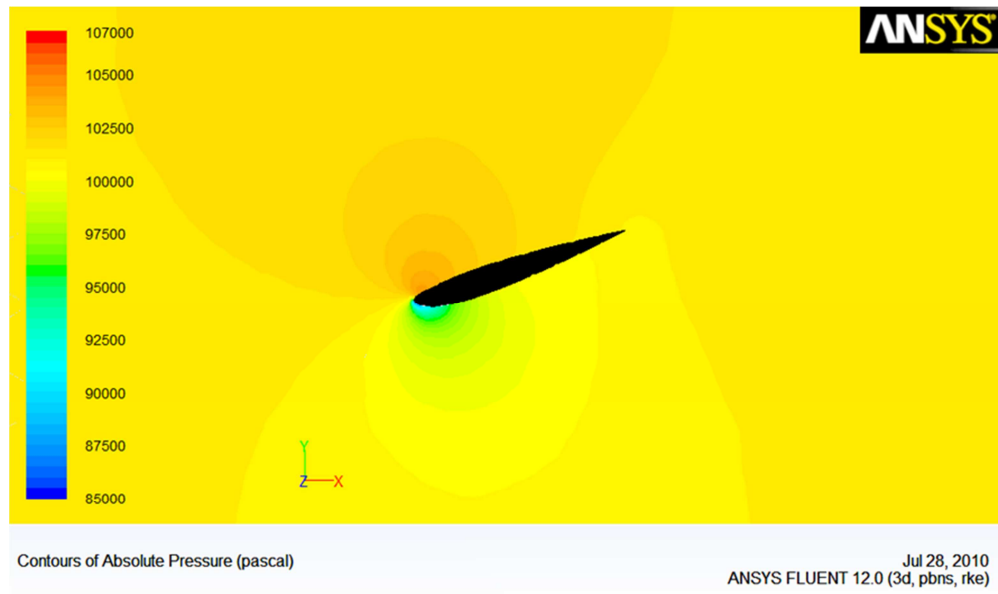


Figura 34: Contornos de pressão absoluta em torno da asa a 500 mm da parede inferior

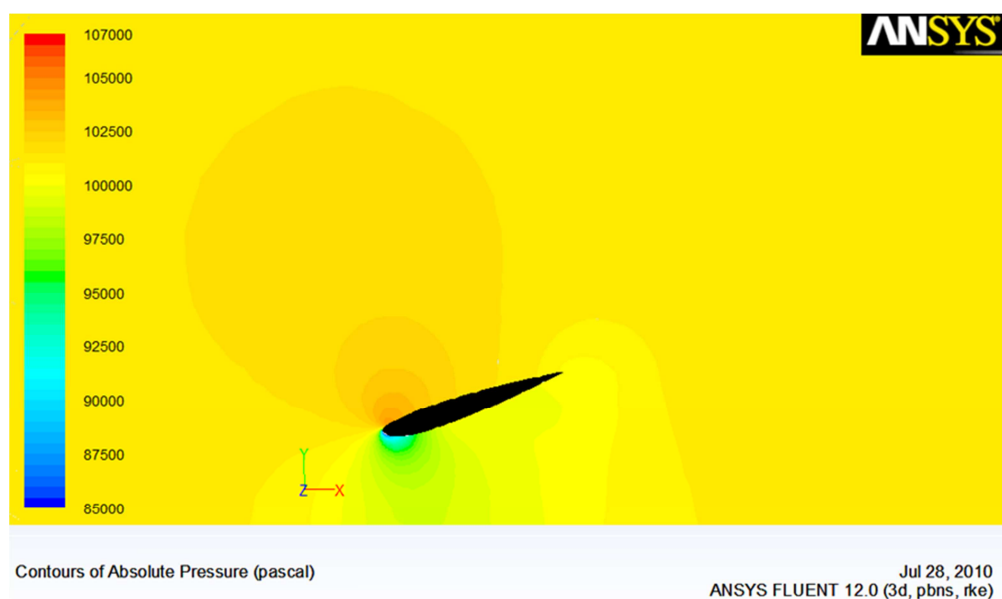


Figura 35: Contornos de pressão absoluta em torno da asa a 150 mm da parede inferior

5 Simulação do escoamento em torno de asa com configurações das categorias LM GT1 e LM GT2

Neste capítulo, pretende-se mostrar dois tipos de aplicações de asas invertidas em carros de competição. A categoria “*Grand Touring*” é composta por carros derivados de modelos homologados para estrada e que podem ser comprados. Um mínimo de 100 exemplares têm de ser construídos pelos grandes construtores e um mínimo de 25 para os de pequena dimensão. São facilmente identificáveis pelo público, sendo dos mais populares.

5.1 Configuração segundo regulamento técnico da categoria LM GT1

Neste subcapítulo, vão ser simulados escoamentos em diferentes configurações de asa, atendendo às especificações desta categoria (Fig.35). Um dos parâmetros em análise é a influência da aplicação de um *flap* com diferentes ângulos de ataque, assim como a introdução de *end plates*.



Figura 36: Carro tipo da categoria LM GT1

5.1.1 Desenvolvimento da geometria 3D

Conforme o regulamento técnico da ACO² (2010), disponibilizado em anexo, a asa traseira tem de cumprir os seguintes requisitos: dois perfis com corda inferior a 400 mm; abas

² Automobile Club de L'Ouest, responsável pela organização das 24 Horas de Le Mans

laterais com 10 mm de espessura e arestas redondas de raio igual a 5 mm; a asa completa, com abas laterais incluídas, estar contida num rectângulo de 450 x 150 mm.

Para a asa principal, foi utilizada uma corda de 300 mm, na posição de 10° de ângulo de ataque.

Na asa secundária, também denominada de *flap*, foi inserido um perfil com 100 mm de corda com ângulos de ataque de 10° , 12° , 15° e 17° . Este ângulo de ataque é definido pela diferença entre a corda do *flap* e a direcção do escoamento na superfície superior da asa principal, sendo diferente do ângulo definido por Abbott(1959), onde o ângulo de ataque corresponde à diferença entre as cordas dos dois perfis.

O posicionamento desta asa em relação à principal está representado na figura 37.

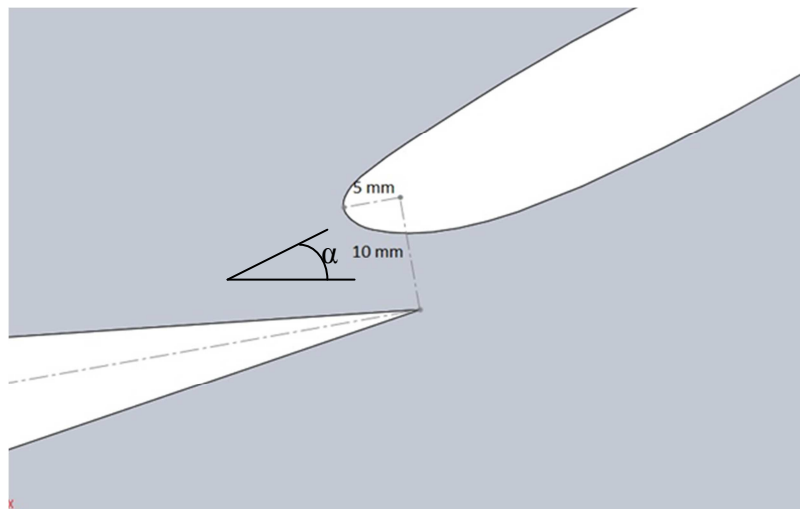


Figura 37: Posicionamento do *flap* em relação à asa principal

A geometria (Fig.38) foi modelada de modo semelhante a 4.1.1.1.

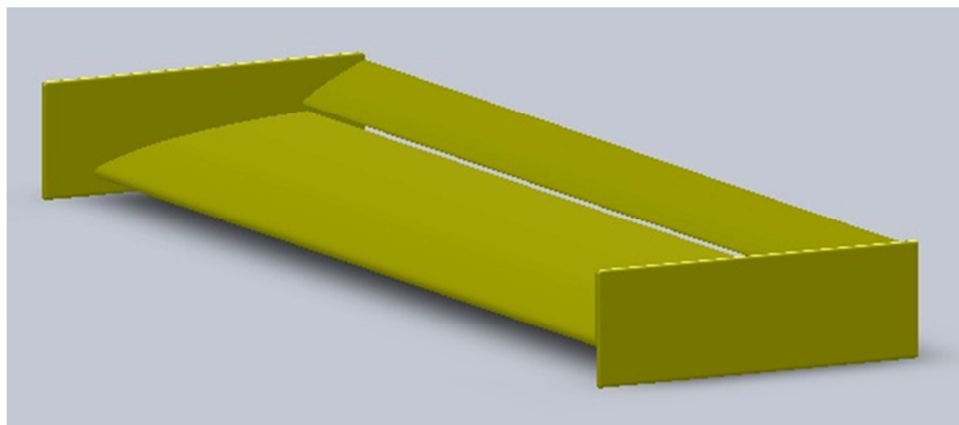


Figura 38: Geometria obtida para a configuração GT1

5.1.2 Obtenção da malha

Mesmo método utilizado em 4.1.2, tendo-se obtido malhas com as características da tabela 9. O maior número de elementos deve-se à maior área sujeita à limitação de 7 mm e maior complexidade da asa.

Tabela 9: Características das malhas obtidas na configuração GT1

Ângulo de ataque α [°]	Nº de elementos	<i>Maximum cell squish</i>	<i>Maximum cell skewness</i>	<i>Maximum aspect ratio</i>
10	2017851	0,81	0,85	23,50
12	2005715	0,80	0,85	19,71
15	2051666	0,80	0,88	24,70
17	1992452	0,79	0,87	21,07

5.1.3 Parâmetros do FLUENT

Semelhante a 4.1.3, sendo o valor da área de referência igual a $0,6 \text{ m}^2$ e o comprimento de 0,4 m. A área das abas foi ignorada para o cálculo dos coeficientes.

5.1.4 Resultados obtidos e conclusões

Foram obtidos, para os coeficientes de sustentação negativa e resistência, os valores da figura 39.

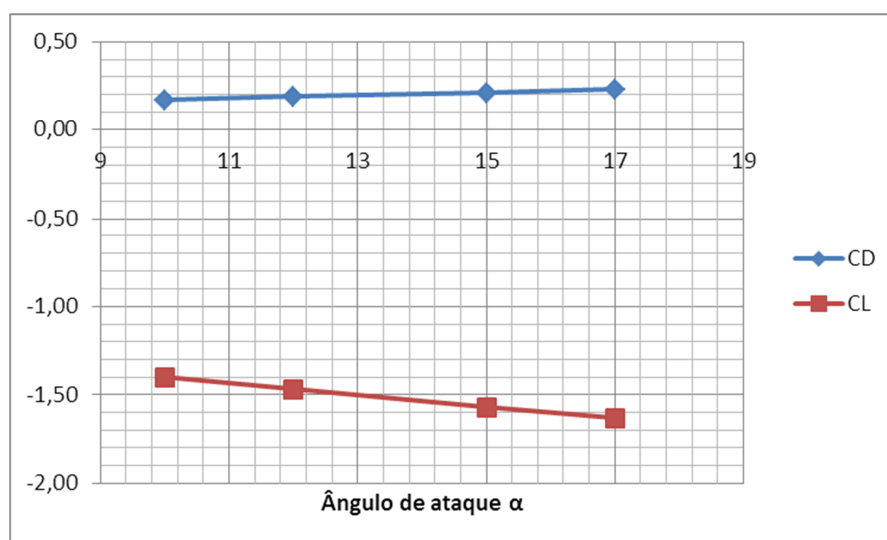


Figura 39: Valores de C_D e C_L para diferentes ângulos de ataque na configuração GT1

Aumentando-se o ângulo de ataque do perfil secundário, conseguiu-se um aumento da sustentação negativa com consequente aumento da resistência aerodinâmica, tendo diminuído o parâmetro L/D (Fig.40).

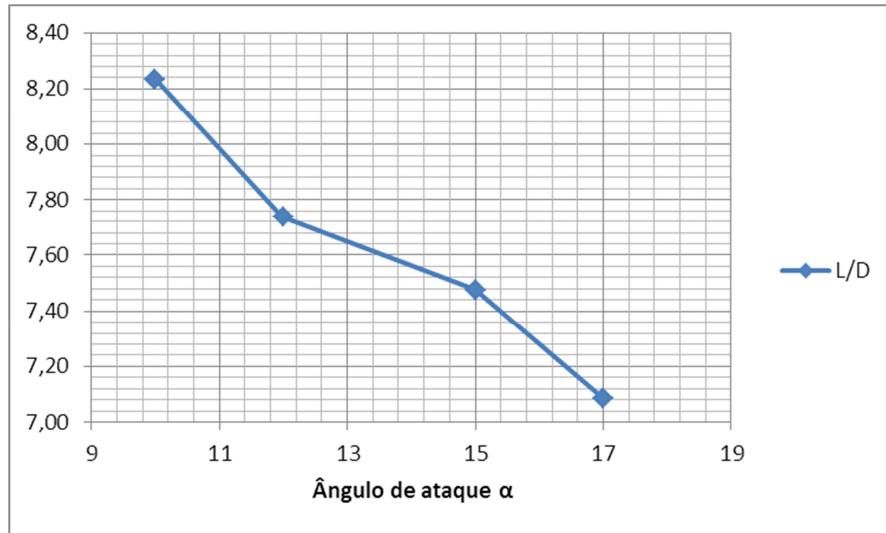


Figura 40: Valores de L/D para diferentes ângulos de ataque na configuração GT1

Este aumento das forças deve-se em grande parte ao aumento de área afectada pelas diferentes pressões. As superfícies superiores de ambas as asas estão sujeitas a pressões absolutas superiores à atmosférica, conforme a figura 41. Nas zonas inferiores (Fig.42), parte encontra-se a uma pressão inferior à do escoamento livre, sendo que no bordo de fuga já se encontra perto da pressão atmosférica.

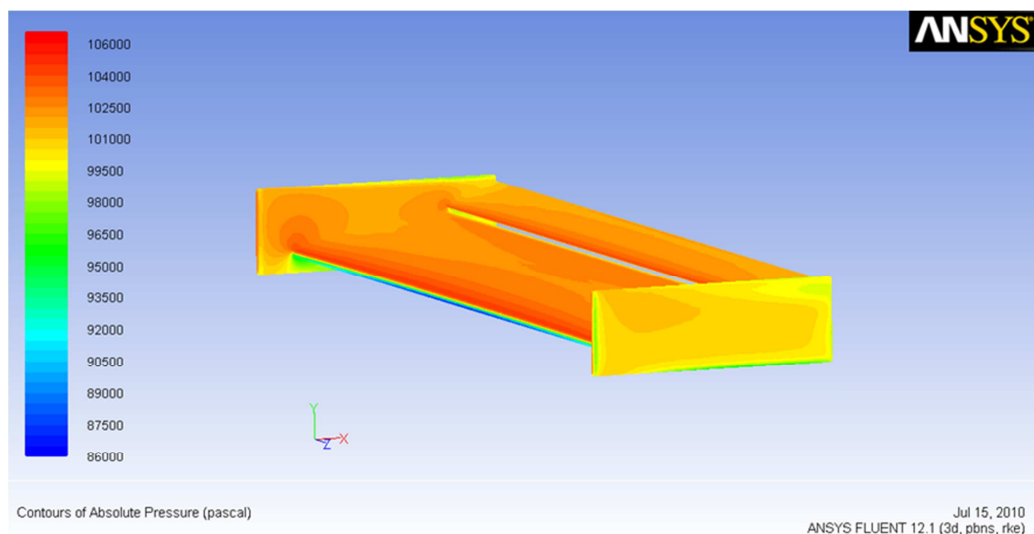


Figura 41: Contornos de pressão absoluta nas superfícies superiores da configuração GT1

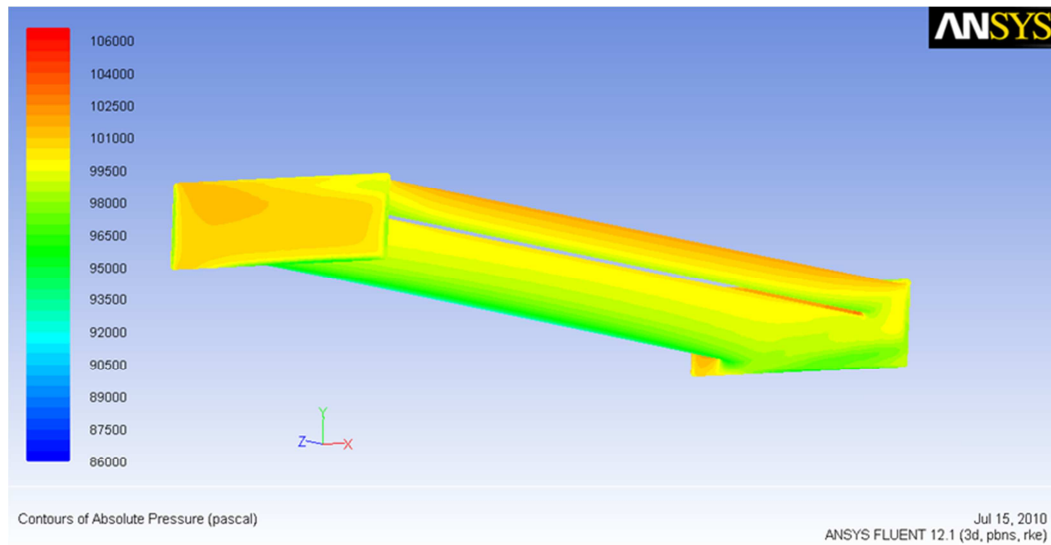


Figura 42: Contornos de pressão absoluta nas superfícies inferiores da configuração GT1

Na figura 43 podem-se ver as linhas de escoamento entre a asa principal e o *flap*. A aplicação do *flap*, produz um decréscimo da pressão junto ao bordo de fuga da asa principal, fazendo com que o escoamento na asa principal continue colado durante todo o percurso evitando a separação da camada-limite, ou seja ocorre um aumento de energia na camada-limite.

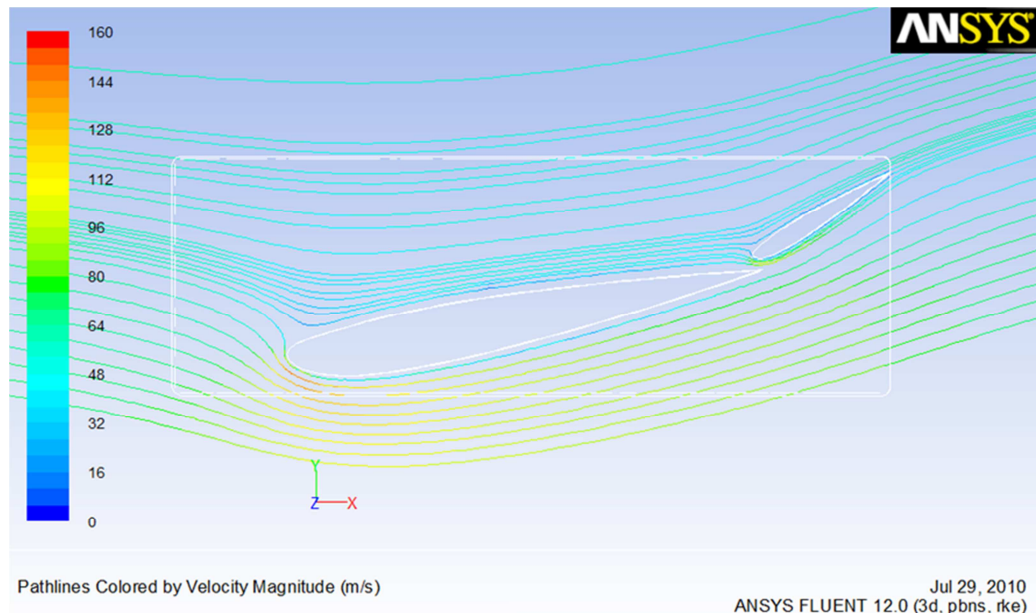


Figura 43: Linhas de escoamento entre a asa principal e o flap

As figuras 44 e 45 mostram a variação do coeficiente de pressão na asa. As zonas onde ocorre o abrandamento do escoamento apresentam valores acima de zero, aproximando-se de

um, o que indica uma pressão próxima da de estagnação. As superfícies afectadas pela aceleração apresentam valores negativos. Nos bordos de fuga e nas superfícies exteriores a pressão aproxima-se da atmosférica, sendo o valor do coeficiente de pressão perto de zero. Na zona superior do bordo de ataque, o valor de C_p é o mais elevado, onde as linhas de corrente do escoamento são perpendiculares à superfície.

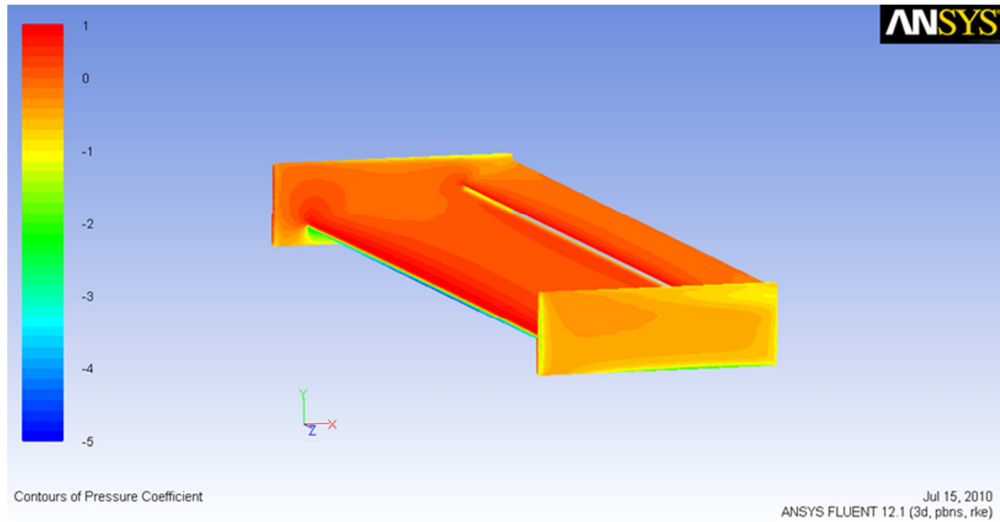


Figura 44: Contornos do coeficiente de pressão nas superfícies superiores da configuração GT1

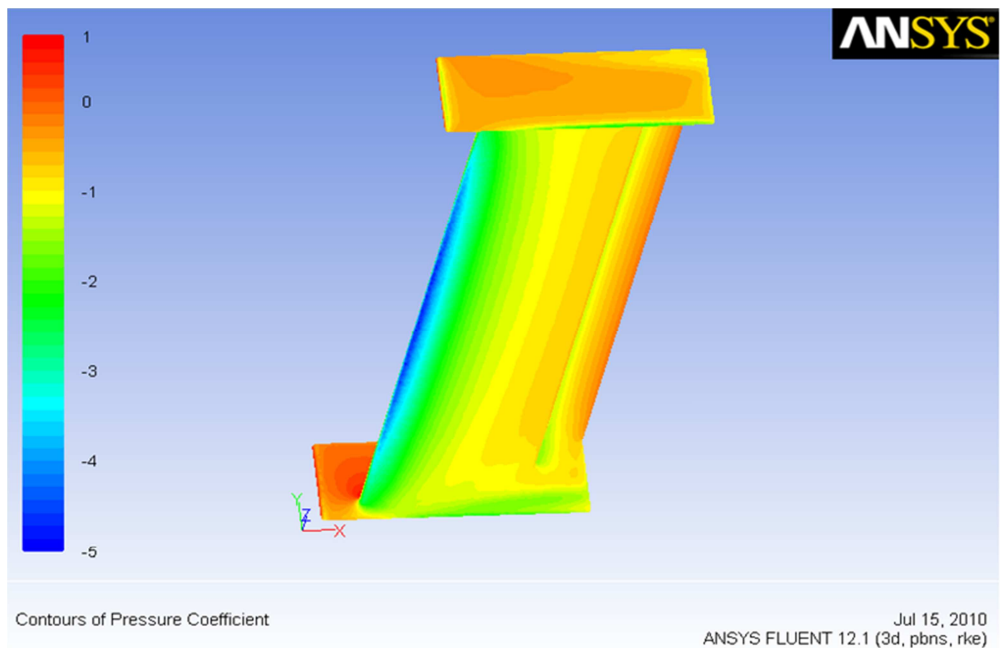


Figura 45: Contornos do coeficiente de pressão nas superfícies inferiores da configuração GT1

A figura 46 evidencia a orientação dos vectores de velocidade nas faces superiores da asa, onde a direcção é paralela às abas na asa principal, ocorrendo uma mudança de direcção somente na asa secundária, pois aí o efeito das abas não é tão eficiente.

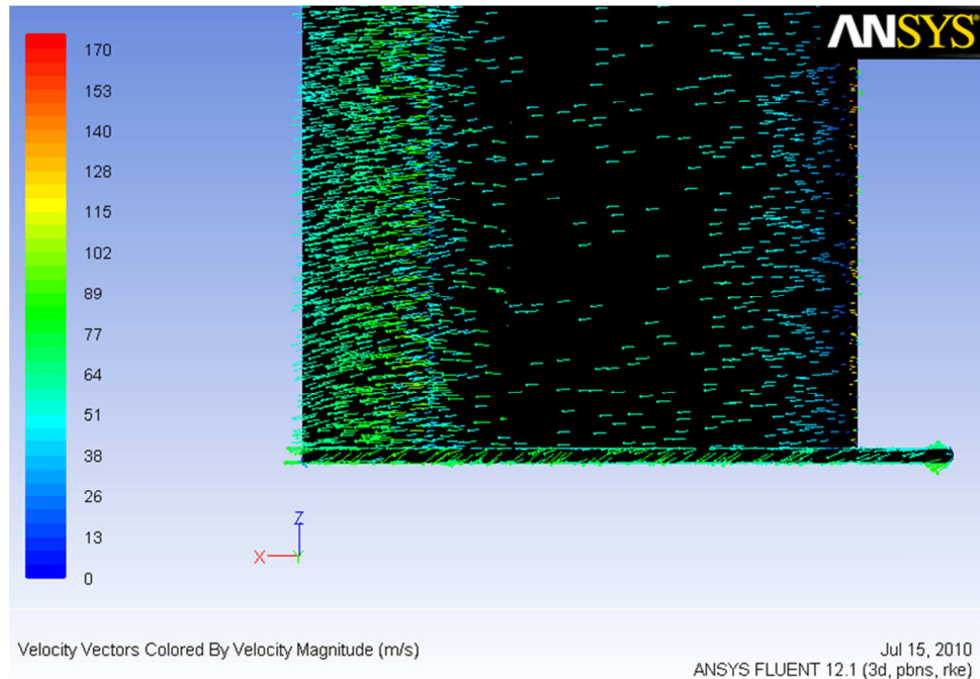


Figura 46: Vectores de velocidade nas superfícies superiores da configuração GT1

A pressão total, que é constante no escoamento, é igual à soma das pressões estática e dinâmica. Nas figuras 47 e 48, estão representadas as distribuições destas. Verificam-se, para a pressão estática, valores inferiores no bordo de ataque da asa principal em relação à secundária, pois a velocidade do escoamento na primeira é igual à do escoamento livre, 70 m/s, enquanto a da segunda é menor. A pressão dinâmica é superior nas zonas de maior velocidade, como seria de esperar.

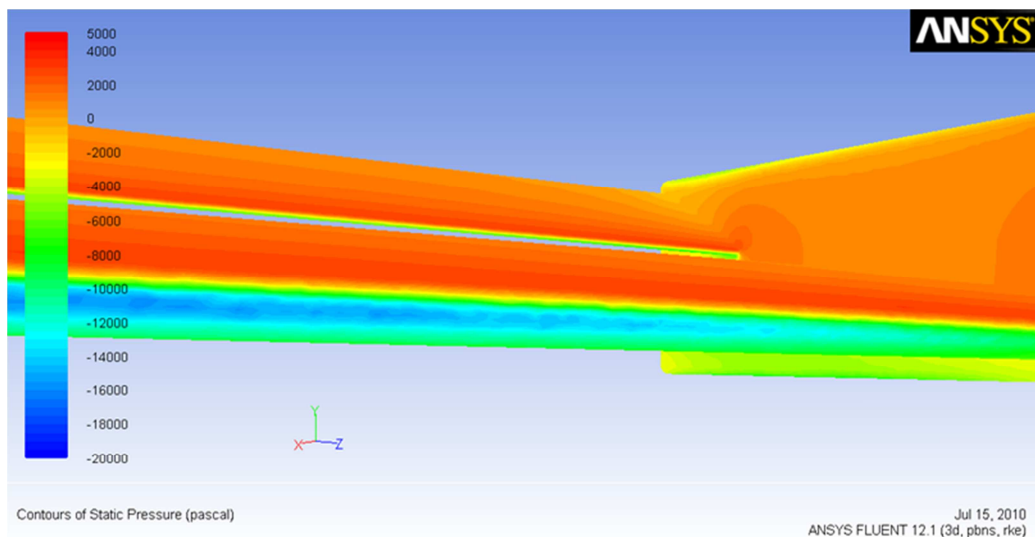


Figura 47: Contornos de pressão estática na asa com configuração GT1

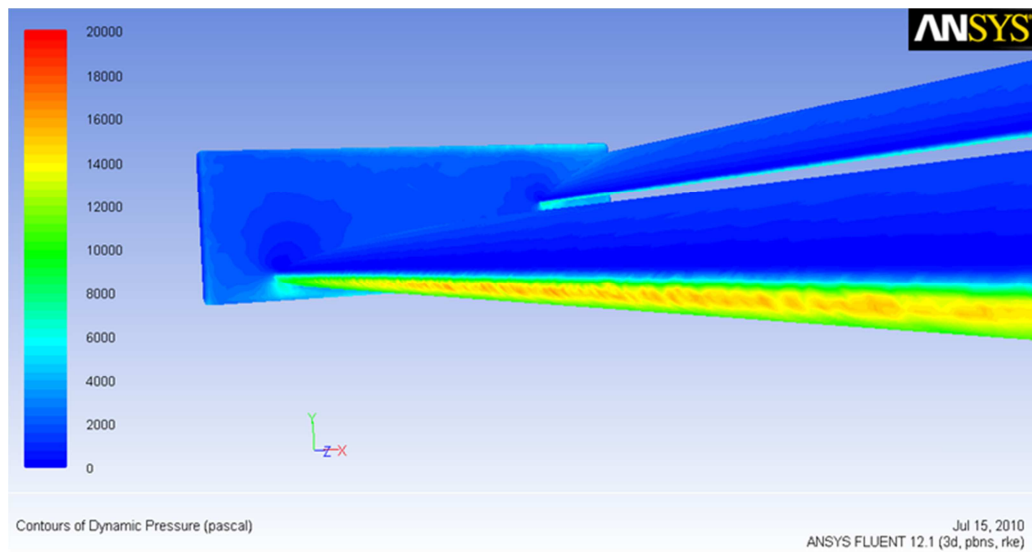


Figura 48: Contornos de pressão dinâmica na asa com configuração GT1

A distribuição da pressão absoluta (Fig.49) mostra, de uma maneira geral, a influência para a produção de sustentação negativa. As altas pressões nas faces superiores e as baixas nas inferiores originam a sustentação negativa.

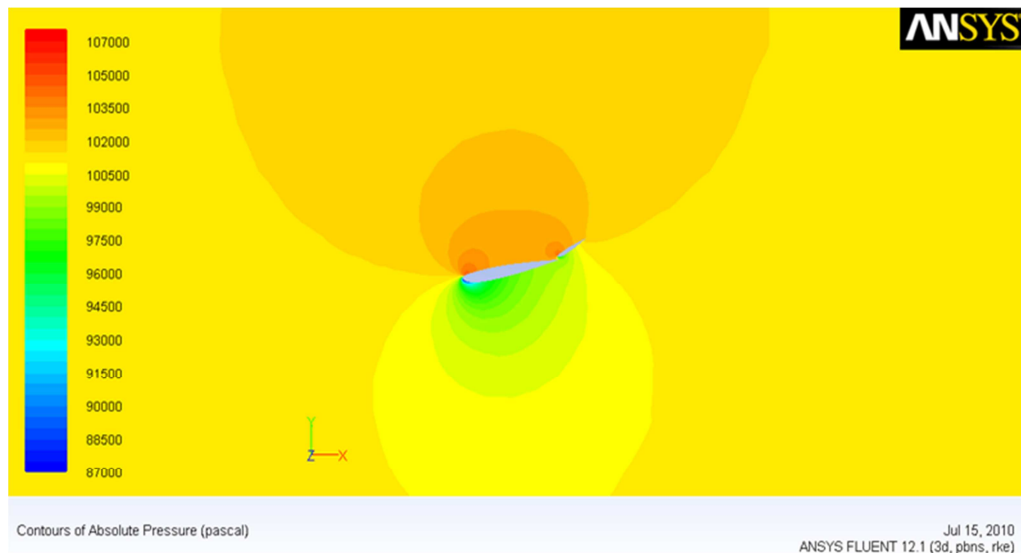


Figura 49: Contornos de pressão absoluta em torno da asa com configuração GT1

5.2 Configuração segundo regulamento técnico da categoria LM GT2

Neste subcapítulo, simulou-se o escoamento em torno de uma configuração de asa segundo o regulamento desta categoria (Fig.50). Um aspecto em análise é a introdução de uma pequena placa perpendicular à asa no bordo de fuga, também conhecida por *Gurney Flap*.



Figura 50: Carro tipo da categoria LM GT2

5.2.1 Desenvolvimento da geometria 3D

Nesta categoria, a asa pode incluir somente um elemento, com corda não superior a 300 mm, tendo as abas laterais dimensões máximas iguais a 450 x 150 mm com espessura de 10 mm e 5 mm de raio nas arestas. É obrigatória a introdução de um *Gurney Flap* na posição indicada na figura 51, com altura igual a 15 mm.

Devido ao facto de só se poder adicionar um *flap* nesta configuração, foi utilizada a asa de 300 mm com 18° para maximizar a sustentação negativa.

A geometria foi modelada conforme a secção 4.1.1, obtendo-se o modelo da figura 52.

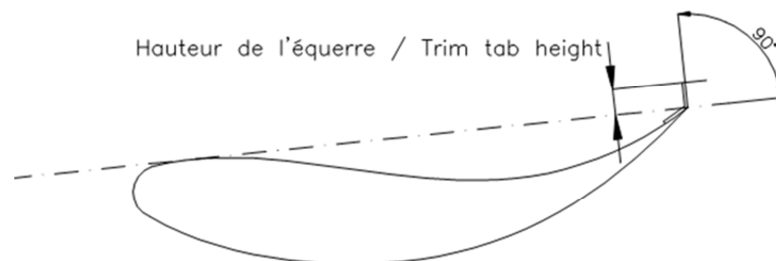


Figura 51: Posição regulamentada do *Gurney Flap*

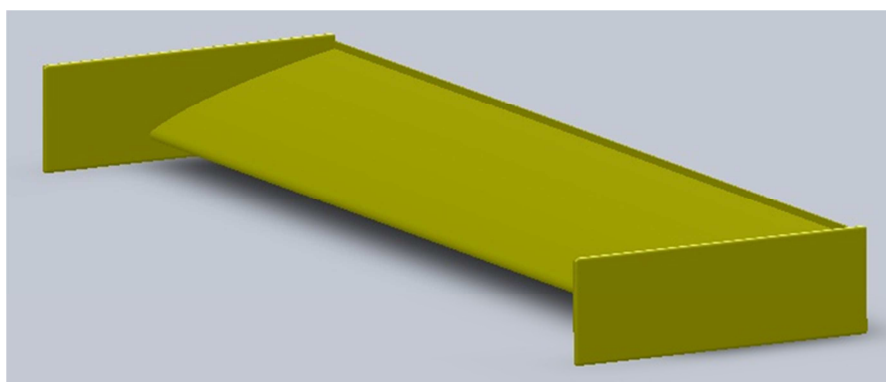


Figura 52: Geometria obtida para a configuração GT2

5.2.2 Obtenção da malha

Conforme 4.1.2, tendo-se obtida a malha da figura 53 com as características da tabela 10.

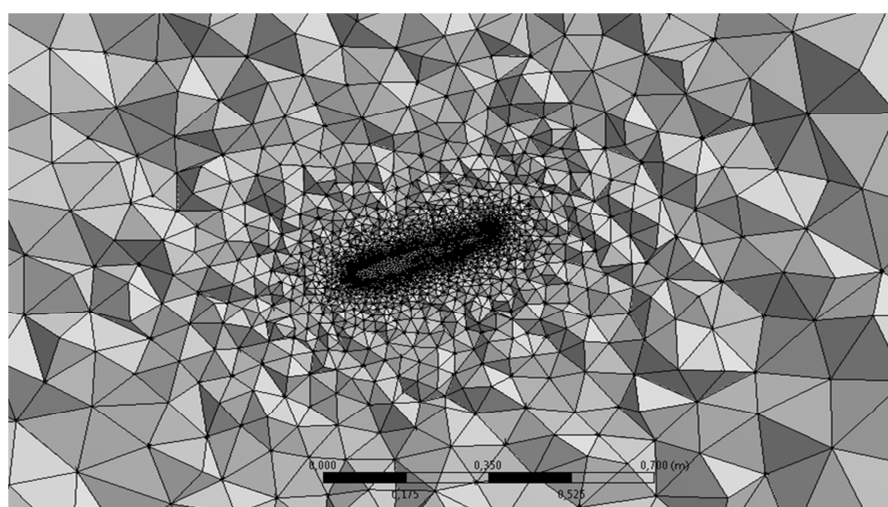


Figura 53: Malha obtida na configuração GT2

Tabela 10: Características da malha na configuração GT2

Nº de elementos	<i>Maximum cell squish</i>	<i>Maximum cell skewness</i>	<i>Maximum aspect ratio</i>
1935423	0,83	0,85	27,11

5.2.3 Parâmetros do FLUENT

Mesmo procedimento da seção 4.1.3, sendo desprezada a contribuição da área das abas laterais para o cálculo dos coeficientes. A área de referência é a mesma, $0,45 \text{ m}^2$, não tendo sido considerada a área referente ao *Gurney flap*.

5.2.4 Resultados obtidos e conclusões

Com esta configuração de asa, obteve-se um coeficiente de sustentação negativo superior ao da configuração de 18° sem abas e sem o *Gurney Flap*, tendo aumentado também o coeficiente de resistência aerodinâmica. Este aumento da resistência deve-se em grande parte à aplicação do *flap*, que constituiu um obstáculo ao escoamento na parte superior da asa. Na tabela 11, estão os valores de C_L , C_D e L/D obtidos.

Tabela 11: Valores de C_D , C_L e L/D para a configuração GT2

C_L	C_D	L/D
-1,64	0,28	5,86

Na figura 54, estão representados os contornos de pressão absoluta num plano perpendicular à asa, onde se identificam as zonas de alta pressão na parte superior e as de baixa pressão na superfície inferior. Verifica-se um aumento de pressão junto ao *Gurney Flap* contribuindo assim para um valor superior do coeficiente de sustentação negativo.



Figura 54: Contornos de pressão absoluta em torno da asa com configuração GT2

Na ausência de abas laterais, o ar tende a migrar das zonas de alta pressão para as de menor pressão, como foi visto na secção 4.1. Neste caso, esta deslocação é menor, estando o escoamento obrigado a manter-se perpendicular ao plano da asa. Na figura 55, nota-se que há algum movimento na zona da aba.

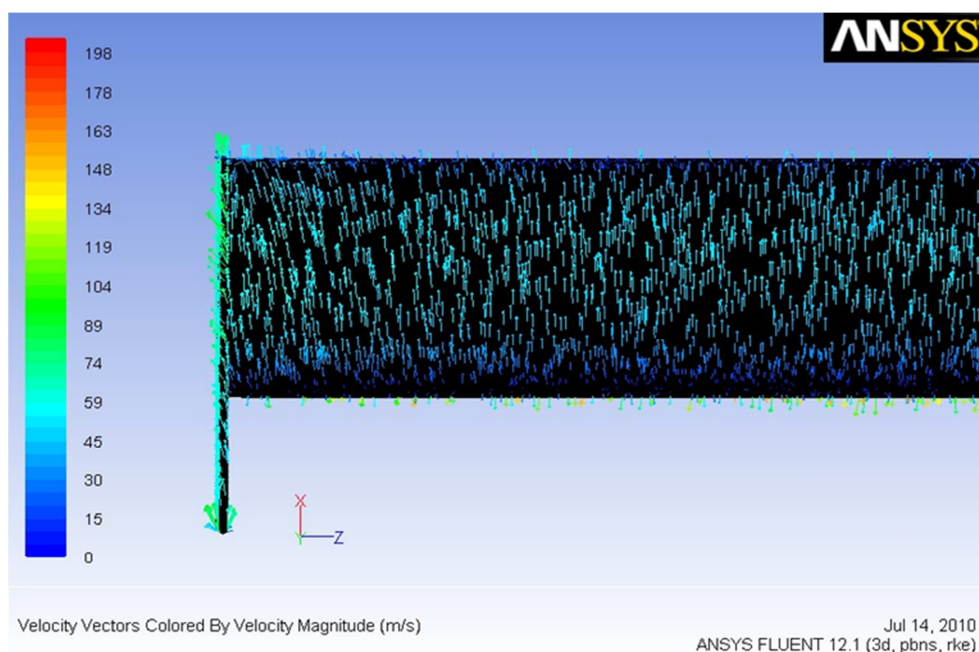


Figura 55: Vectores de velocidade na superfície superior da asa com configuração GT2

Na figura 56, passa-se o contrário, onde existe alguma transposição sob a aba, deslocando-se da superfície livre para a face inferior da asa, onde a pressão é menor.

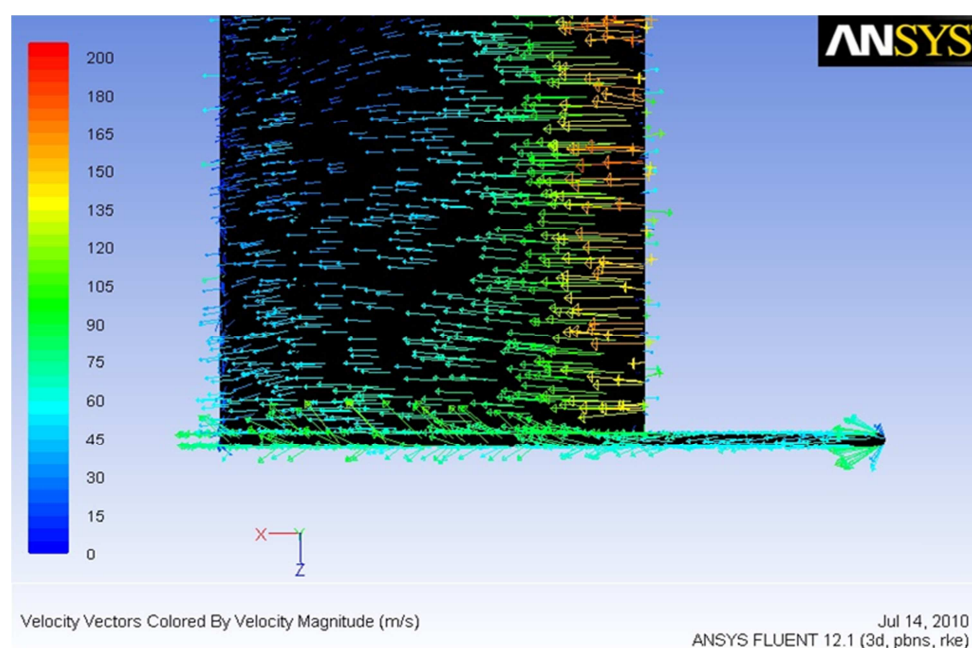


Figura 56: Vectores de velocidade na superfície inferior da asa com configuração GT2

Estes dois fenómenos provocaram a formação de vórtices (Fig.57) nas abas, sendo o volume deslocado inferior, quando comparado à configuração sem abas.

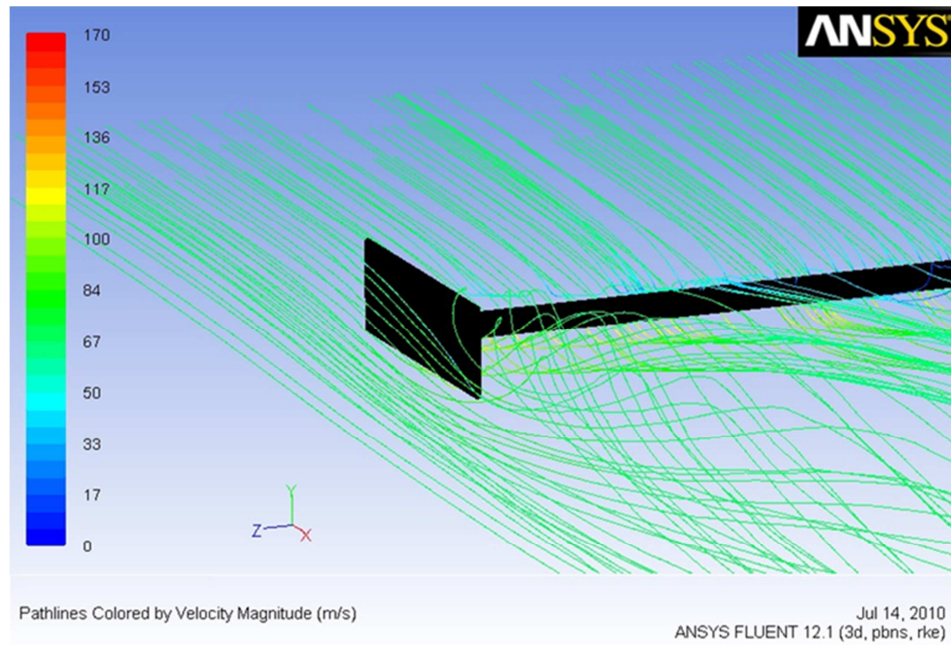


Figura 57: Linhas de escoamento na ponta da asa com configuração GT2

Na figura 58 podem-se ver as trajetórias das linhas de escoamento provenientes de uma linha à mesma altura, onde na parte central da asa, o fluxo circula pela superfície inferior e nas pontas pela zona superior. Este comportamento denota maior eficácia na parte central da asa e deve-se às menores pressões obtidas na parte central do extradorso da asa em relação às extremidades.

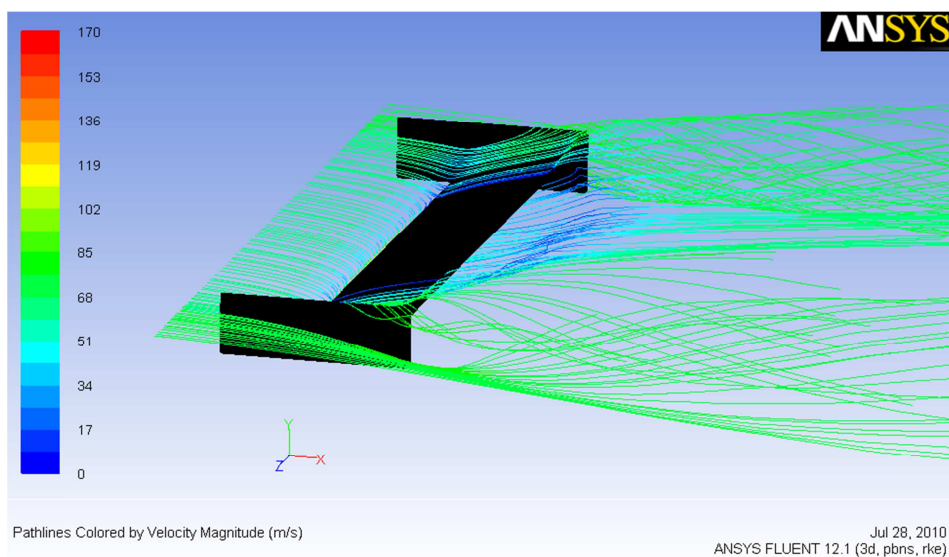


Figura 58: Linhas de escoamento em torno da asa com configuração GT2

A introdução do *Gurney flap* produziu um abrandamento do escoamento (Fig.59), tendo como consequência um aumento de pressão, o que favoreceu o aumento do coeficiente de sustentação negativo.

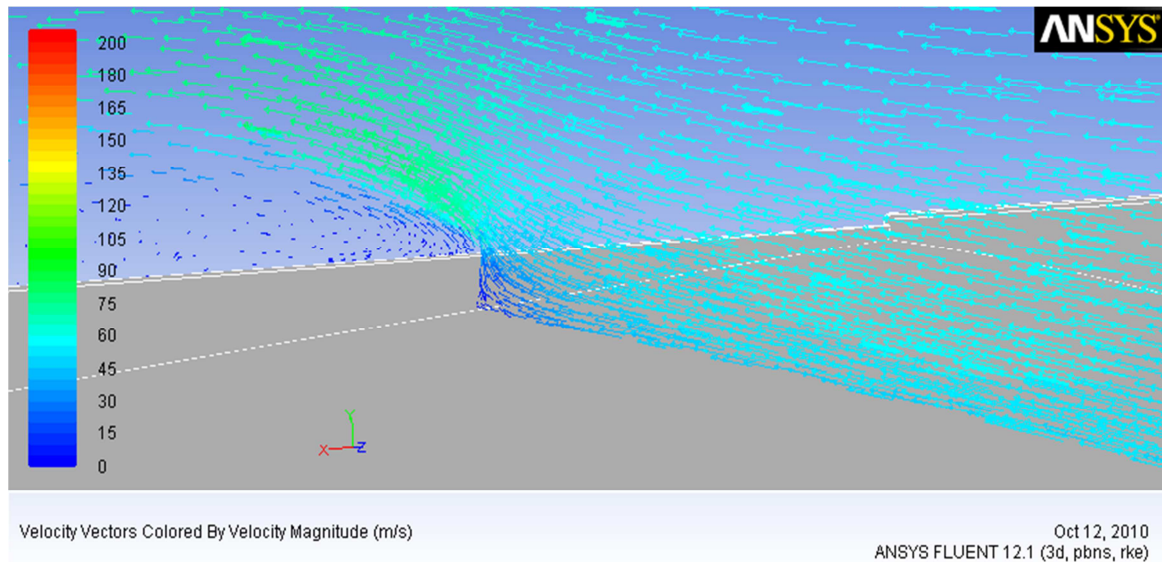


Figura 59: Vectores de velocidade na zona do *Gurney Flap*

Nas figuras 60 e 61, estão representados os coeficientes de pressão nas superfícies da asa. No intradorso, os valores são positivos, variando entre zero e um, devido às velocidades inferiores em relação ao escoamento livre. Com as baixas velocidades, a energia cinética do escoamento foi convertida em energia de pressão, ocorrendo um aumento da pressão estática e um decréscimo da pressão dinâmica.

No extradorso, os valores de C_p situam-se em zero e valores negativos. Perto de zero indica pressões aproximadas da pressão do escoamento livre, neste caso a pressão atmosférica. Os valores negativos identificam zonas de grande velocidade, sendo a pressão inferior à do escoamento livre, onde a pressão dinâmica é superior à estática.

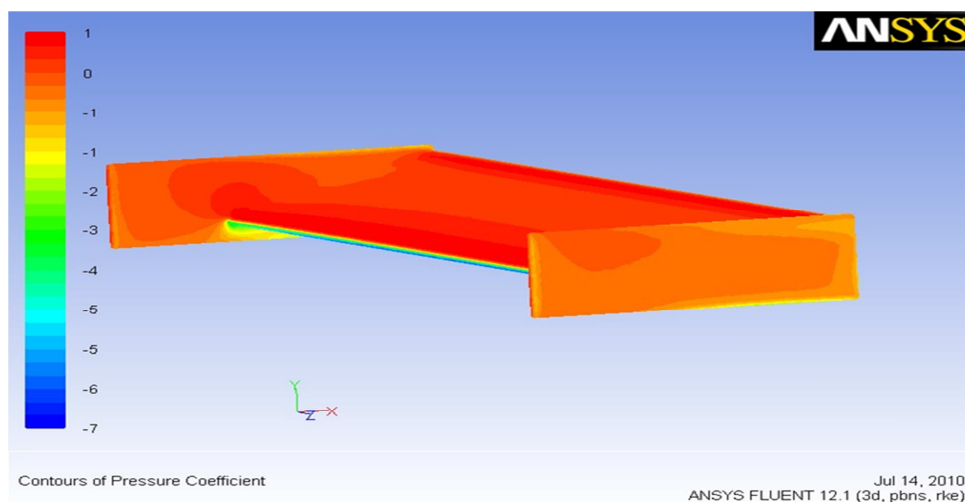


Figura 60: Contornos do coeficiente de pressão na superfície superior da asa com configuração GT2

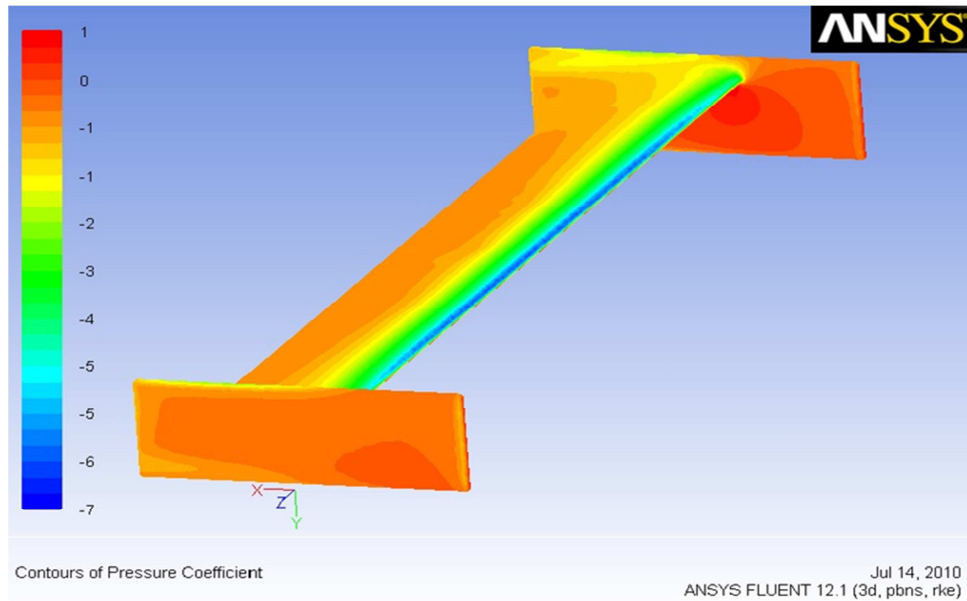


Figura 61: Contornos do coeficiente de pressão na superfície inferior da asa com configuração GT2

Na figura 62, estão representados os contornos de pressão estática em relação ao escoamento livre, onde se verifica, como anteriormente referido, a estagnação parcial do escoamento na superfície superior e aceleração na inferior.



Figura 62: Contornos de pressão estática em torno da asa com configuração GT2

5.3 Variação dos coeficientes para diferentes velocidades

Neste subcapítulo, são utilizadas as configurações finais das duas categorias, onde se simulou o escoamento em torno delas para diferentes velocidades, a fim de se obterem os coeficientes e posterior cálculo das forças exercidas.

As velocidades utilizadas são de 70, 60, 50 e 40 m/s.

5.3.1 Resultados obtidos e conclusões

Na figura 63, estão representados os valores para a categoria GT1, e, na figura 64, os valores da categoria GT2.

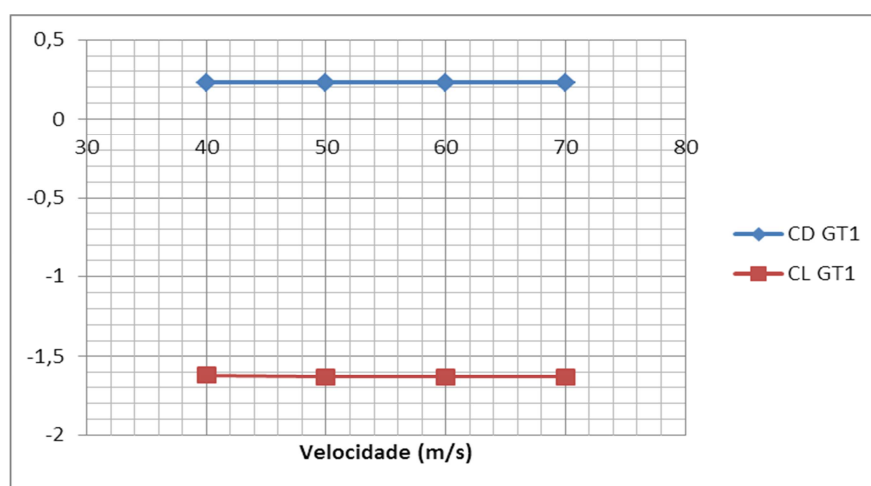


Figura 63: Valores de C_D e C_L da configuração GT1 para diferentes velocidades

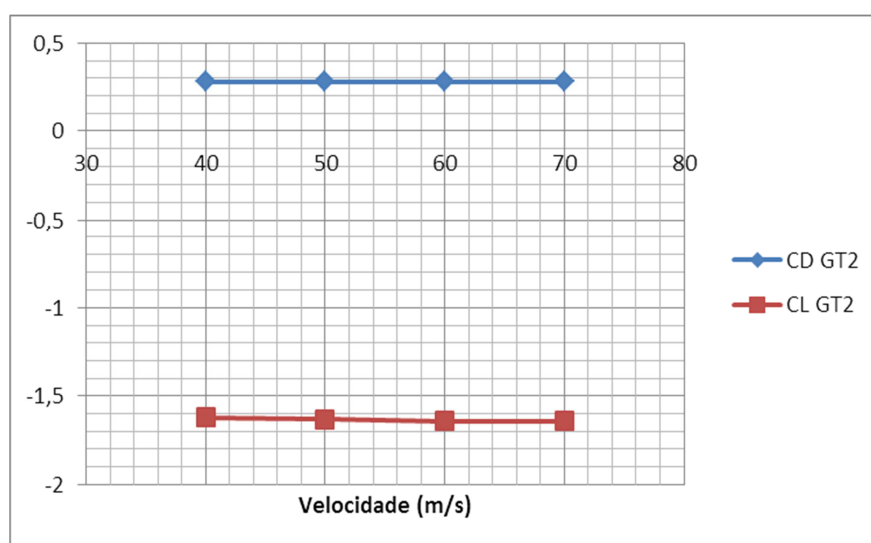


Figura 64: Valores de C_D e C_L da configuração GT2 para diferentes velocidades

Através dos dados obtidos, verifica-se a independência dos coeficientes de resistência em relação à velocidade e, consequentemente, ao número de Reynolds. Isto verifica-se por se tratar de escoamentos turbulentos, onde os efeitos de inércia são muito superiores aos efeitos de viscosidade.

Através das equações (2.2) e (2.3), foram calculadas as forças exercidas pelas asas para as diferentes velocidades para se entender o porquê da sua utilização.

Na tabela 12, estão indicadas as forças de resistência aerodinâmica e de sustentação para as duas categorias.

Tabela 12: Forças de resistência e de sustentação para as configurações GT1 e GT2

	GT1					GT2				
Velocidade [m/s]	L/D	C _D	F _D [N]	C _L	F _L [N]	L/D	C _D	F _D [N]	C _L	F _L [N]
40	7,0	0,23	135	-1,62	-952	5,8	0,28	123	-1,62	-714
50	7,1	0,23	211	-1,63	-1498	5,8	0,28	193	-1,63	-1123
60	7,1	0,23	304	-1,63	-2156	5,9	0,28	278	-1,64	-1627
70	7,1	0,23	414	-1,63	-2935	5,9	0,28	378	-1,64	-2215

A configuração da categoria GT1 consegue ter valores de C_D inferiores ao da categoria GT2, mas, devido ao maior valor da área de referência, os valores das forças de resistência são superiores para a mesma velocidade. Em relação aos resultados para o C_L, sendo eles muito próximos e devido à menor área de referência da configuração da categoria GT2, os valores da força de sustentação negativa são superiores na categoria GT1.

Através da equação (5.1), foram determinados os valores (Tab.13) da potência necessária nos carros de competição para superarem a força de resistência aerodinâmica provocada pela introdução deste tipo de asas.

$$P = F_D \times V \quad (5.1)$$

Tabela 13: Potências necessárias para superar as forças de resistência

Velocidade [m/s]	GT1		GT2	
	P [kW]	P [cv]	P [kW]	P [cv]
40	5,4	7,4	4,9	6,7
50	10,6	14,4	9,6	13,1
60	18,3	24,8	16,7	22,7
70	29,0	39,4	26,5	36,0

Um carro da categoria GT1 é mais potente (600 cv) do que um da classe GT2 (500 cv), o que explica a diferença de regulamentação entre as duas categorias. Os carros GT1 necessitarão de maior força de sustentação negativa comparativamente aos da segunda classe e ao nível da resistência aerodinâmica há uma maior percentagem de potência perdida na categoria GT2. Para a velocidade de 70 m/s, aproximadamente 250 km/h, o carro da classe GT1 despende 6,6% da sua potência para compensar a resistência aerodinâmica, enquanto o carro da categoria GT2 perde 7,2%.

6 Conclusões e sugestões de trabalhos futuros

Para a realização deste trabalho, foi escolhida a aplicação ANSYS FLUENT, que mostrou grande capacidade e facilidade na simulação deste tipo de escoamentos. O modelo *k-epsilon realizable* foi o escolhido por ser um dos mais utilizados quando se trata de obter características aerodinâmicas de carros.

Este trabalho de simulação não se baseou em nenhum trabalho experimental. Logo, a comparação com outros dados foi impossível. O principal objectivo era comparar os valores obtidos para a resistência aerodinâmica e para a sustentação com diferentes configurações de asa, e isso foi conseguido.

A obtenção do perfil NACA 23012 permitiu conhecer as características principais a ter em conta na escolha de um ou outro perfil e o modo como se obtêm as coordenadas dos pontos para a definição da superfície. Devido ao facto de não haver dados experimentais deste perfil com envergadura finita com que comparar, as malhas geradas não mereceram grande atenção, havendo apenas alguma preocupação em manter alguma similaridade entre elas. Podia ter sido realizada uma comparação com os resultados obtidos por Abbott (1959) para o perfil com envergadura infinita para melhor análise. Devido às diferentes configurações de asas testadas, algumas continham superior número de elementos, o que poderá ter influenciado os resultados obtidos.

Nas primeiras simulações, capítulo quatro, os resultados obtidos para os coeficientes mostraram uma grande dependência em relação ao ângulo de ataque da asa, como esperado. Mostra-se que a resistência aerodinâmica aumenta com o ângulo de ataque, enquanto a sustentação aumenta até aos 18° , entrando em queda para valores superiores de ângulo de ataque. Através das linhas de corrente, é notória a entrada em perda, onde ocorre a separação da camada-limite e conseqüente aparecimento de turbulência. A camada-limite inicia-se com pequena espessura, aumentando esta ao longo do trajecto na superfície inferior da asa até ocorrer a separação. Quando a separação ocorre, o escoamento é muito turbulento e há, até, inversão de sentido. Esta configuração de asa não continha abas laterais provocando perda de eficácia da asa, onde parte da superfície da asa gerava pouca sustentação negativa. A ausência de abas laterais gerou vórtices, escoamentos giratórios, logo no início do perfil alar, devido à diferença de pressões entre o extradorso e intradorso nas extremidades. A menor distância da asa à parede inferior mostrou superiores valores do coeficiente de sustentação negativa, facto explicado pela compressão das linhas de corrente e aumento da velocidade.

No capítulo cinco, a introdução de abas laterais limitou a passagem de ar das superfícies superiores para as inferiores, fazendo com que os vórtices gerados se iniciassem mais perto do bordo de fuga, quando comparados com os da asa sem abas. O *Gurney flap* juntamente com as abas produziu grandes aumentos dos valores de C_D e C_L , revelando-se uma boa opção quando se pretende maximizar a sustentação negativa através de uma simples alteração. Na categoria GT1, a asa secundária de 100 mm de corda, também denominada por flap, permitiu maior variedade de soluções contribuindo para o aumento dos valores de C_D e C_L .

Com a variação de velocidade do escoamento, verificou-se que a variação do número de Reynolds em regime turbulento pouco influencia a resistência aerodinâmica, onde a viscosidade não assume grande importância. Os cálculos efectuados para a determinação das forças de resistência aerodinâmica e de sustentação mostram que a área de referência assume um papel fundamental nos resultados finais. No caso da categoria GT1, onde os valores de C_D são inferiores aos da categoria GT2, a força de resistência é superior devido à maior área. No caso da sustentação negativa, sendo os valores de C_L iguais para as duas categorias e a área dos GT1 superior, estes conseguem melhores resultados.

Em suma, quando as asas geram sustentação, elas também criam resistência aerodinâmica que é normalmente bastante inferior em relação à sustentação. A criação de *downforce*, por meios aerodinâmicos, com o uso de asas invertidas, é muito importante e leva a grandes melhoramentos na performance de carros de competição. É necessário salientar que a influência da resistência aerodinâmica provocada pela aplicação destas asas é normalmente inferior à criada pela área frontal da carroçaria do automóvel.

Como trabalhos futuros sugerem-se:

- melhoramento das malhas, por não ter sido possível neste trabalho um refinamento das mesmas;
- simulação do escoamento em torno de um carro de competição com as diferentes configurações aqui referidas;
- simulação do escoamento em torno de asas com diferentes perfis alares;
- calibração dos resultados através da comparação com os resultados propostos por Abbott (1959) e Katz (1995);
- variar o ângulo de ataque até maximizar a sustentação negativa para cada configuração de asa.

7 Bibliografia

ANSYS FLUENT 12.1 User's Guide.

ANSYS Workbench 12.1 User's Guide.

Abbott, I.H. (1959). Theory of Wing Sections. Dover Publications. 113-116

Formula 1 External Aerodynamics. Acedido a 12/04/2010, em:

http://www.fluent.com/solutions/automotive/ex166_formula_1_external_aerodynamics.pdf

Hoerner, S.F., (1985). Fluid Dynamic Lift, Hoerner Fluid Dynamics (citado por Katz (1995))

Houghton, E.L., Carpenter, P.W., (2003). Aerodynamics for Engineering Students. 5ª Edição, Butterworth Heinemann Editors. 210-250

http://www.lemans-series.com/en/s01_home/s01p01_home.php, acedido em 16/04/2010.

http://www.lemans-series.com/en/s02_corporate/2010_lms_reglement_lmgt1.pdf, acedido em 16/04/2010

http://www.lemans-series.com/en/s02_corporate/2010_lms_reglement_lmgt2.pdf, acedido em 16/04/2010

Katz, J., (1995). Race Car Aerodynamics. Bentley Publishers. 99-240

Mafi, M. (2007). Investigation of Turbulence Created by Formula 1TM Cars with the Aid of Numerical Fluid Dynamics and Optimization of Overtaking Potential. Em *ANSYS Conference & 25th CADFEM Users Meeting*, Dresden Germany 2007

Milliken, W.F., Milliken, D., (1995). Race Car Vehicle Dynamics. 489-540

Munson, B. R., Young, D.F., Okiishi, T.H., (2001). Fundamentals of Fluid Mechanics. 4ª Edição, Wiley. 533-604

Oliveira, P.M., (2009). Sustentação Aerodinâmica.

Patankar, S.V., (1980). Numerical Heat Transfer and Fluid Flow. (citado em ANSYS FLUENT 12.1 User's Guide)

Smith, C., (1978). Tune to Win. 1ª Edição, Aero Publishers, Inc. 78-96

Shi, T.H., et al, (1995). A New k- ϵ Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows – Model Development and Validation. (citado em ANSYS FLUENT 12.1 User's Guide).

Yager, B. (1994). Racing Physics. Acedido em 4/05/2010, em:

<http://www.nas.nasa.gov/About/Education/Racecar/physics.html>

ANEXO A: Excertos dos regulamentos técnicos LM GT1 e GT2

3.6.2 - Rear wing :

One wing is authorised above the rear part of the bodywork. It must be homologated.

a. Wing :

It is made of 2 profiles, and 2 end plates mounted at its extremities.

It must replace the original wing and deflector if the series car is fitted with any.

It must comply with the following specifications :

	GT1
Number of profiles	2
Wing profile	Single, straight and constant across the car width.
Max. chord of the profile	400 mm
Complete wing (with end plates, without supports)	Must be contained within a template of 450 x 150 mm x (width of the windscreen measured halfway up the screen + 300 mm)
Longitudinal position (whatever the pitch set up)	The profile trailing edge must not be less than 50 mm forward of the point on the bodywork defining the rear overhang
Vertical position (whatever the pitch set up)	The profile trailing edge must not be less than 100 mm below the top of the roof (air inlet or outlet excluded)

b. End plates :

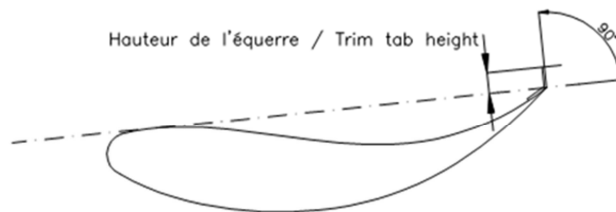
2 end plates are compulsory and must comply with the following criteria :

- Their surfaces must be flat and parallel to the vertical plane passing through the longitudinal centre line of the car.
- They must have a minimum thickness of 10 mm.
- Their edges must be rounded with a minimum constant radius of 5 mm.

Figura 65: Excerto do regulamento técnico da categoria GT1

3.4.4 - Rear wing :

- a/ A wing made from one element only is permitted on top of the bodywork provided that :
- a.1 - It replaces the original rear wing if one is fitted on the car ;
 - a.2 - It fits, including end plates and angle bracket, into a volume the dimensions of which are **45 cm** (horizontal) x **15 cm** (vertical) x **91%** of the maximum width of the road car homologated (ACO Homologation form) ;
 - a.3 - The chord of the wing section not to exceed **30 cm** ;
 - a.4 - It is set forward by **5 cm** in relation to the rearmost point of the bodywork. Any bodywork modification or extension the purpose of which is to move the wing backward is prohibited ;
 - a.5 - It is set **10 cm** lower than the highest point of the roof.
- A rigid trim tab/gurney is mandatory. It must be :
- 15 mm high as a minimum above the wing plane ;
 - At right angle to the plane defined by the top of the wing (see the FIA drawing 258-5 below) ;



- Solidly fixed all along the wing by means of tools if the gurney is not an integral part of the wing. A locking system at each end is not enough.
- No air stream may pass between the wing surface and the gurney (trim tab) ;

c/ End plates :

- c.1 - The surfaces must be **flat** and **parallel** to the vertical plane passing through the longitudinal centre line of the car ;
 - c.2 - Thickness : 10 mm minimum ;
 - c.3 - The edges of the end plates must be rounded with a constant radius of 5 mm minimum ;
- If the original rear wing is fitted, it must comply with the above point.

Figura 66: Excerto do regulamento técnico da categoria GT2

ANEXO B: Linhas de escoamento em torno das asas com configurações GT1 e GT2

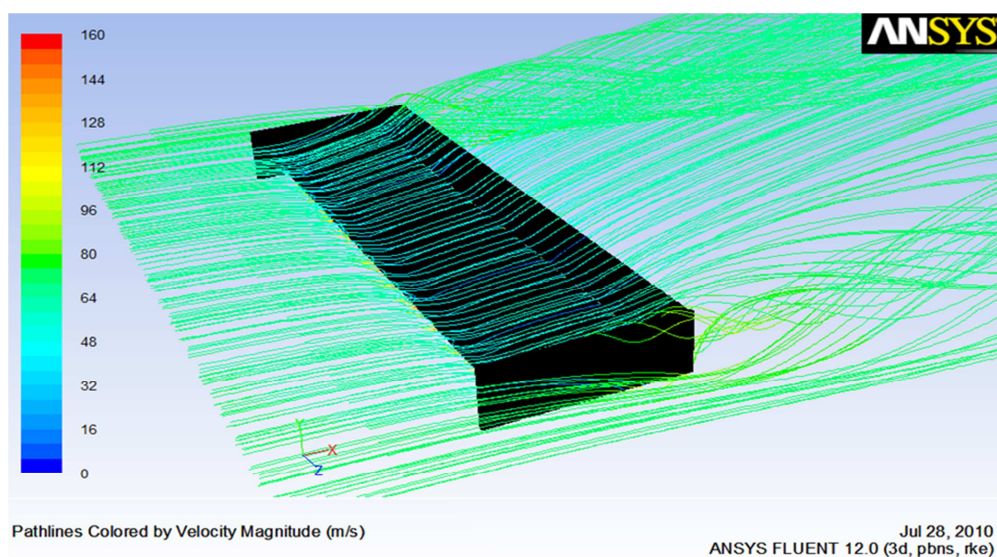


Figura 67: Linhas de escoamento em torno da face superior GT1

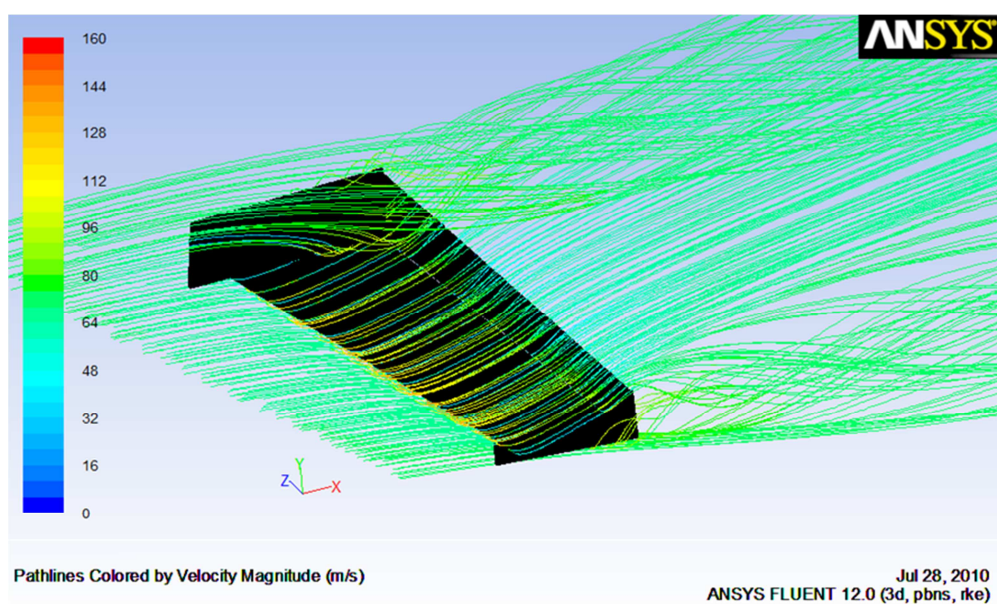


Figura 68: Linhas de escoamento em torno da face inferior da asa GT1

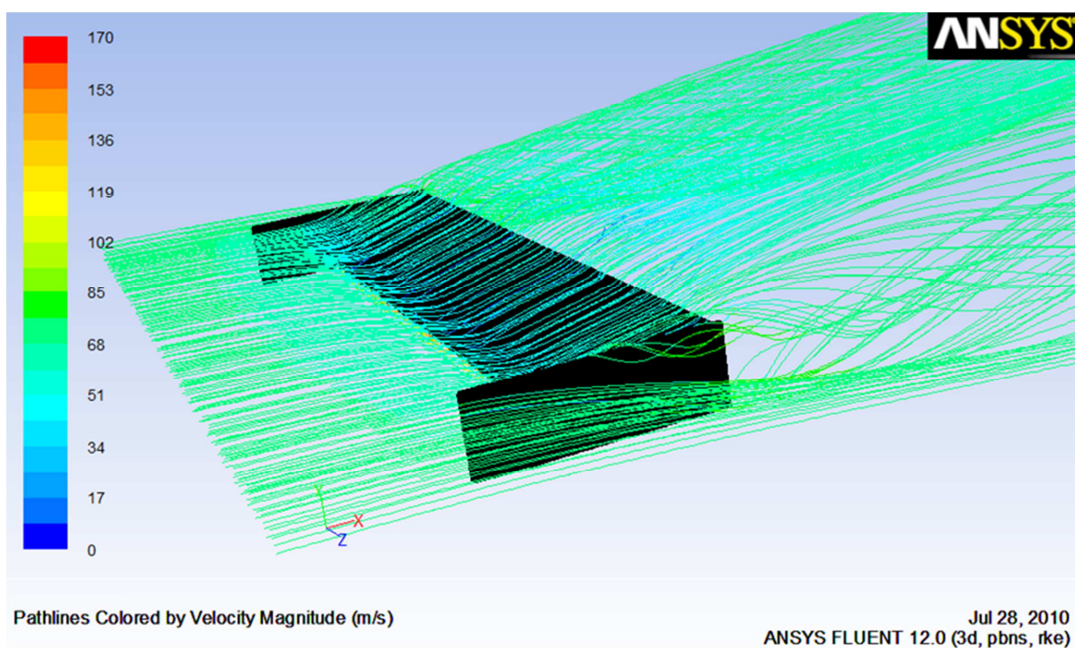


Figura 69: Linhas de escoamento em torno da face superior da asa GT2

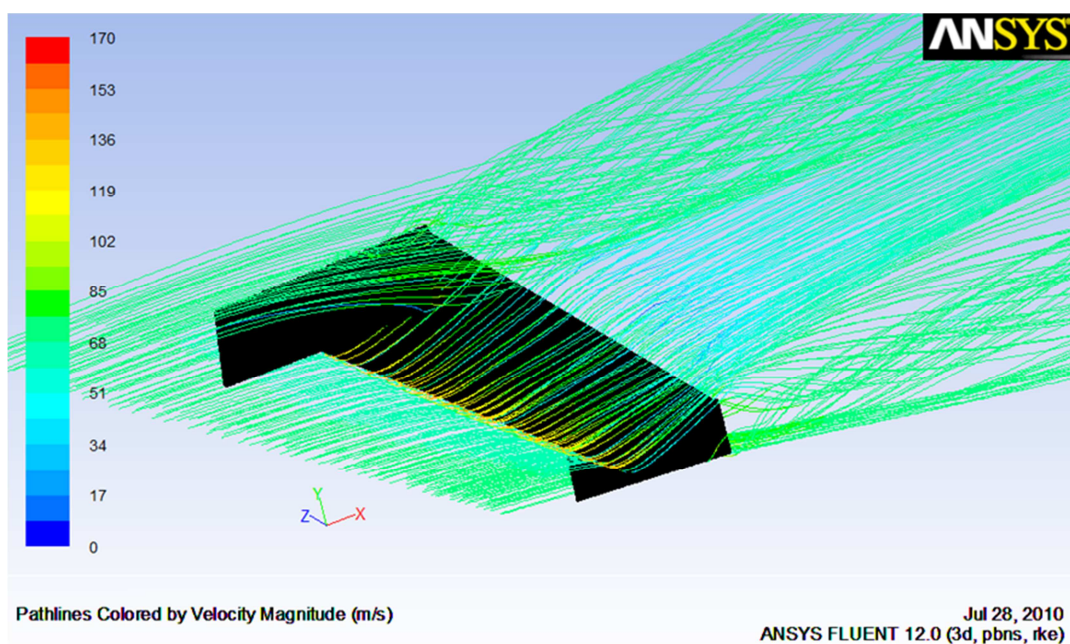


Figura 70: Linhas de escoamento em torno da face inferior da asa GT2

ANEXO C: Exemplos da variação dos resíduos e da convergência dos coeficientes durante as sucessivas iterações

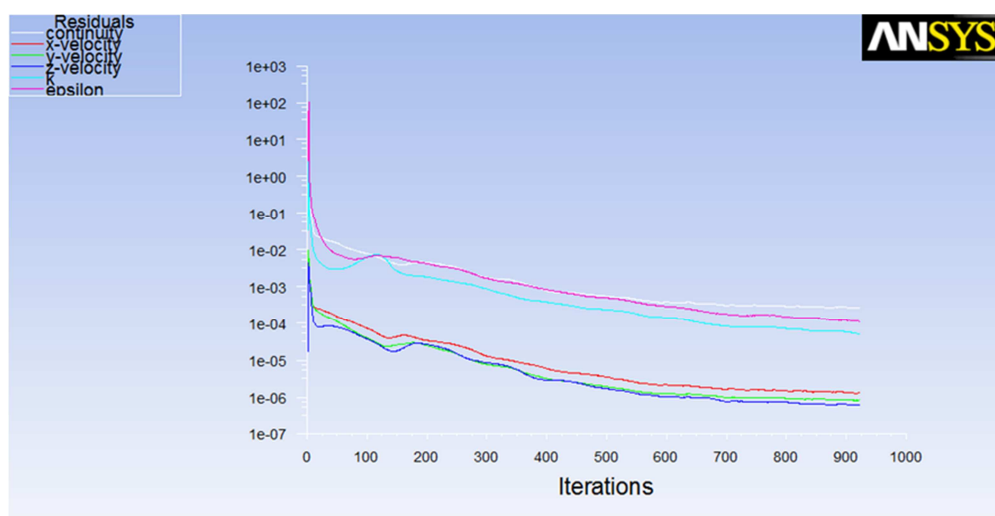


Figura 71: Exemplo da evolução dos resíduos de uma das simulações

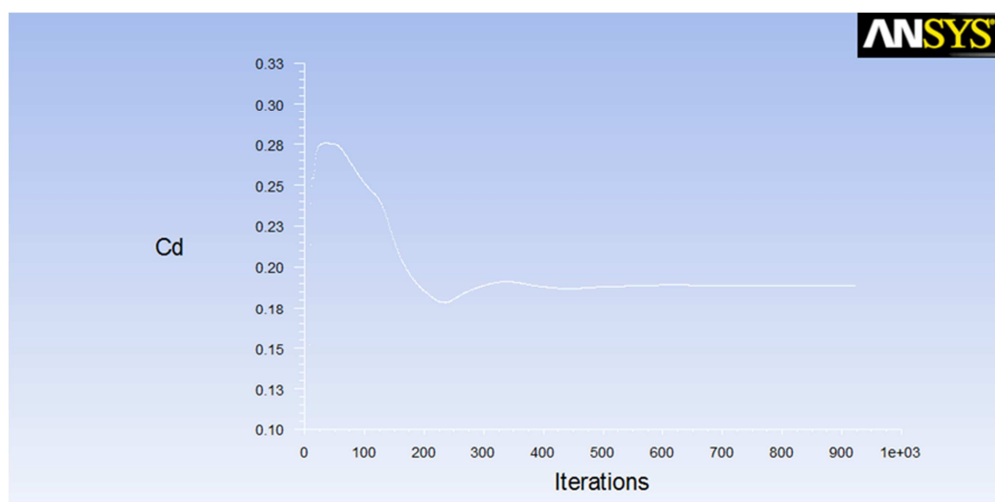


Figura 72: Exemplo da convergência do C_D

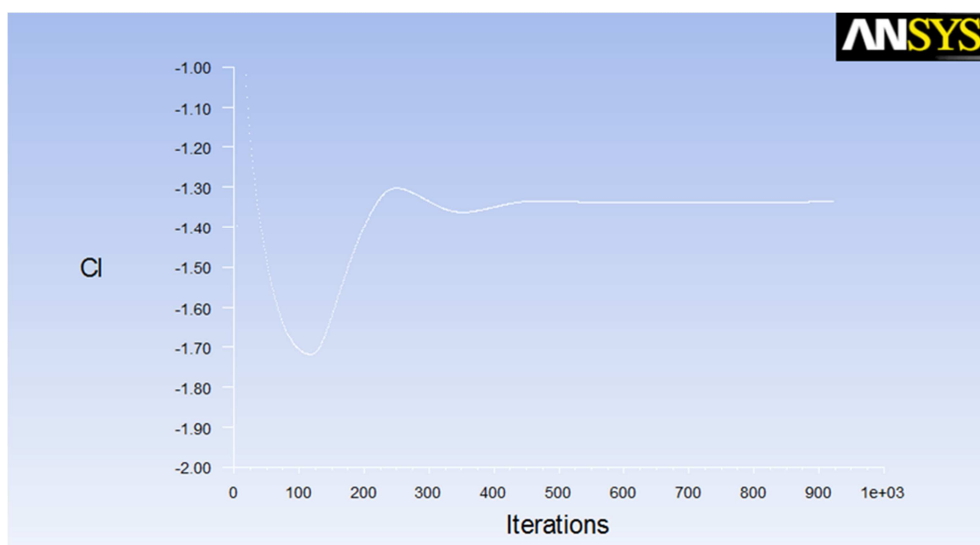


Figura 73: Exemplo da convergência do C_l